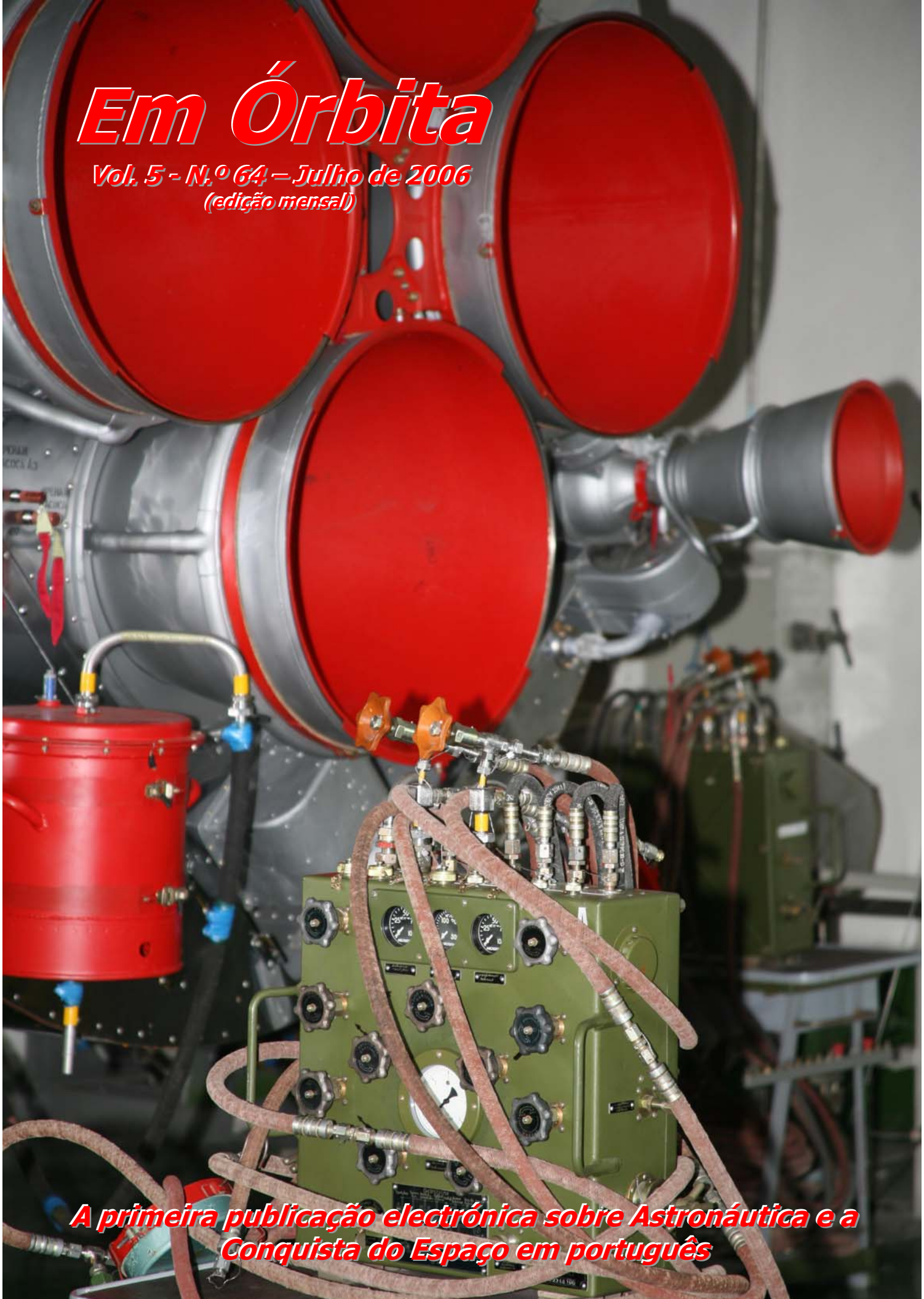
Em Órbita

Vol. 5 - N.º 64 – Julho de 2006
(edição mensal)



A primeira publicação electrónica sobre Astronáutica e a Conquista do Espaço em português

Em Órbita n.º 64 (Vol. 5) – Julho de 2006

Índice

Voo espacial tripulado	
Estatísticas	**2**
Shenzhou-6, a segunda missão espacial da China	**3**
Estatísticas 2005	**32**
Lançamentos orbitais - Dezembro de 2005	**37**
11A511U Soyuz-U – Progress M-55	**38**
11K65M Kosmos-3M – Gonets-D1M; Cosmos 2416	**45**
Ariane-5GS – Insat-4A; MSG-2	**48**
8K82K Proton-K DM-2 – GLONASS	**54**
11A511U-FG Soyuz-FG Fregat – GIOVE-A	**62**
8K82KM Proton-M Breeze-M – AMC-23	**68**
Quadro de lançamentos recentes	**76**
Outros objectos catalogados	**77**
Regressos / Reentradas	**77**
Próximos lançamentos tripulados	**73**
Explicação dos termos técnicos	**76**

Editorial

A segunda missão espacial da China realizada em Outubro de 2005 ocupa o lugar de destaque nesta edição do boletim Em Órbita. Afirmando-se como a terceira potência espacial mundial, a China segue lentamente o seu caminho na conquista espacial e certamente que o seu ânimo não será afectado pelo recente adiamento do lançamento da Shenzhou-7 para 2008. Nesta missão a China deverá tentar a sua primeira actividade extraveícular.

Finalmente, temos as habituais secções do boletim Em Órbita relativas á catalogação dos objectos em órbita terrestre, ás reentradas atmosféricas registadas e á antevisão dos próximos lançamentos tripulados e não tripulados.

Rui C. Barbosa
Braga, 18 de Agosto de 2006

O boletim *Em Órbita*, dedicado à Astronáutica e à Conquista do Espaço, é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal.

Versão *web* editada por José Roberto Costa (http://www.zenite.nu/orbita/ - www.zenite.nu).

Neste número colaboraram José Roberto Costa, Antonin Vitek e Manuel Montes.

Revisão: Maria João Moinante

Qualquer parte deste boletim não deverá ser reproduzida sem a autorização prévia do autor.

Rui C. Barbosa (Membro da *British Interplanetary Society*)
BRAGA
PORTUGAL

00 351 93 845 03 05
rcb@netcabo.pt

Na Capa: Pormenor dos motores de um fogueão lançador 11A511U Soyuz-U no edifício de integração e montagem no Cosmódromo GIK-5 Baikonur.

Voo espacial tripulado

Estatísticas

Esta secção do ***Em Órbita*** será dedicada a estabelecer as estatísticas relacionadas com o programa espacial tripulado em geral. A secção será actualizada todos os meses à medida que vão tendo lugar os diferentes voo espaciais tripulados e à medida que decorre a permanência das diferentes expedições na ISS. Os valores incluem os voos do X-15 e da SpaceShipOne.

Os 10 mais experientes

Sergei Konstantinovich Krikalev	803d 09h 33m 29s
Sergei Vasilyevich Avdeyev	747d 14h 14m 11s
Valeri Vladimirovich Polyakov	678d 16h 33m 36s
Anatoli Yakovlevich Solovyov	651d 00h 00m 00s
Alexander Yurievich Kaleri	610d 03h 40m 59s
Victor Mikhailovich Afanasyev	555d 18h 28m 48s
Yuri Vladimirovich Usachyov	552d 22h 19m 12s
Musa Khiramanovich Manarov	541d 00h 28m 48s
Alexander Stepanovich Viktorenko	489d 01h 40m 48s
Nikolai Mikhailovich Budarin	444d 01h 26m 24s

Os 10 menos experientes

Gherman Stepanovich Titov	1d 01h 18m 00s
Boris Borisovich Yegorov	1d 00h 17m 03s
Konstantin Petrovich Feoktistov	1d 00h 17m 03s
Yang Liwei	0d 21h 21m 36s
Virgil Ivan 'Gus' Grissom	0d 05h 08m 37s
Malcom Scott Carpenter	0d 04h 56m 05s
Yuri Alexeievich Gagarin	0d 01h 48m 00s
Sharon Christa McAuliffe	0d 00h 01m 13s
Gregory Bruce Jarvis	0d 00h 01m 13s
Michael John Smith	0d 00h 01m 13s

Os 10 voos mais longos

Valeri Vladimirovich Polyakov	437d 16h 48m 00s
Sergei Vasilyevich Avdeyev	379d 14h 24m 00s
Musa Khiramanovich Manarov	365d 21h 36m 00s
Vladimir Georgievich Titov	365d 21h 36m 00s
Yuri Viktorovich Romanenko	326d 12h 00m 00s
Sergei Konstantinovich Krikalev	311d 19h 12m 00s
Valeri Vladimirovich Polyakov	240d 21h 36m 00s
Leonid Denisovich Kizim	237d 00h 00m 00s
Vladimir Alexeievich Solovyov	237d 00h 00m 00s
Oleg Yurievich Atkov	237d 00h 00m 00s

Os 10 mais experientes em AEV

Anatoli Yakovlevich Solovyov	77h 41m 00s
Jerry Lynn Ross	58h 27m 00s
Steven Lee Smith	49h 34m 00s
Nikolai Mikhailovich Budarin	46h 14m 00s
Yuri Ivanovich Onufriyenko	43h 14m 00s
Talgat Amangeldyevich Musabayev	43h 02m 00s
James Hansen Newman	42h 24m 00s
Sergei Vasilyevich Avdeyev	41h 59m 00s
Victor Mikhailovich Afanasyev	38h 33m 00s
Vladimir Nikolaievich Dezhurov	37h 56m 00s

Astronautas com maior número de voos

Jerry Lynn Ross	7
Franklin R. Los Angeles Chang-Diaz	7
John Watts Young	6
Curtis Lee Brown, Jr.	6
James Donald Wetherbee	6
Collin Michael Foale	6

Cosmonautas e Astronautas

Segundo a FAI	443
Segundo a USAF	445
Cosmonautas e Astronautas em órbita	439

Número de cosmonautas e astronautas por país (segundo a definição da Federação Astronáutica Internacional)

URSS/Rússia	99	Cuba	1	México	1	Itália	4
EUA	277	Mongólia	1	Síria	1	Ucrânia	1
Checoslováquia	1	Roménia	1	Afeganistão	1	Espanha	1
Polónia	1	França	9	Japão	6	Eslováquia	1
Alemanha	10	Índia	1	Inglaterra	1	África do Sul	1
Bulgária	2	Canadá	8	Áustria	1	Israel	1
Hungria	1	Arábia Saudita	1	Bélgica	2	China	3
Vietname	1	Holanda	2	Suíça	1	Brasil	1 TOTAL 443

Shenzhou-6

Às 0100UTC do dia 15 de Outubro de 2003 a China tornava-se na terceira nação a colocar um cidadão em órbita terrestre utilizando o seu próprio lançador espacial. Tripulada por Yang Liwei, a Shenzhou-5 permaneceu em órbita terrestre pouco mais de 20 horas. Seguindo um plano bem determinado, a China ambiciona tornar-se uma verdadeira potência espacial. Ser o terceiro país a ter a capacidade de colocar seres humanos em órbita parece não chegar para a China e os ambiciosos planos de exploração espacial e lunar com a colocação de uma estação espacial da classe Salyut em órbita terrestre e o início de um programa de exploração lunar.

Logo após o voo da Shenzhou-5 surgiram os rumores sobre o eminente segundo voo espacial tripulado chinês. Tivemos porém de esperar quase dois anos para que a missão da Shenzhou-6 se tornasse realidade, levando a bordo dois tripulantes.

Shenzhou, o divino barco dos deuses

Vislumbrar pela primeira vez o veículo Shenzhou é ter uma sensação de *déja-vous*. Realmente surge-nos na memória a sua semelhança com a cápsula espacial russa Soyuz. No entanto, uma apreciação do veículo com mais atenção leva-nos a encontrar diferenças entre os dois modelos: as Shenzhou são maiores e a sua tecnologia de construção mais avançada.

Tal como a Soyuz, a Shenzhou é composta por um módulo orbital situado na frente do veículo, um módulo de reentrada e um módulo de serviço posterior. No entanto, ao contrário da Soyuz, o módulo orbital está equipado com dois painéis solares, um sistema de propulsão autónomo e um sistema de controlo, permitindo assim a capacidade de voo autónomo após se separar do resto do veículo.

O programa Shenzhou recebeu fundos relativamente limitados se comparados com projectos equivalentes levados a cabo na antiga União Soviética (e mesmo na actual Rússia) e nos Estados Unidos. Em resultado, o desenvolvimento do projecto foi-se arrastando ao longo dos anos devido a factores económicos no complicado sistema financeiro chinês.

O desenvolvimento do projecto teve início em 1992 com os voos de testes a terem início em 1999. O desenvolvimento dos subsistemas da Shenzhou captou os esforços de centenas e centenas de engenheiros e técnicos de mais de 300 organizações em toda a China.

A Shenzhou será utilizada para o desenvolvimento das técnicas do voo espacial tripulado (encontro, acoplagem e actividades extraveículares) e mais tarde poderá ser utilizada como veículo de transporte para uma futura estação espacial chinesa e como veículo lunar.

A Shenzhou-6 durante a sua fase de preparação para o voo espacial. Imagem: arquivo fotográfico do autor.

O desenvolvimento da Shenzhou

Ao longo dos anos, a China foi desenvolvendo as suas técnicas de reentrada de veículos desde a órbita terrestre utilizando trajectórias balísticas. Na década de 60 e 70 do século passado, surgiu o primeiro programa espacial tripulado chinês, o Shuguang-1 que acabou por ser cancelado devido a razões políticas, em 1972. Em resultado dos estudos levados a cabo para o programa Shuguang-1, surgiu o programa do satélite de reconhecimento fotográfico FSW-

1, com a capacidade de recuperação de cápsulas a partir da órbita terrestre desde 1976.

Entretanto, o desenvolvimento de um programa espacial tripulado continuou ao longo dos anos e, em 1978, foram obtidas fotografias de astronautas chineses envergando fatos pressurizados em treinos no interior de câmaras de altitude e aos controlos do que parecia ser um *cockpit* relativamente avançado de um vaivém espacial. Ao mesmo tempo foi criada uma frota de navios destinados à recuperação e recolha de cápsulas no mar. Em Maio de 1980 uma cápsula espacial foi recuperada nas águas do sul do Oceano Pacífico após a realização de um voo suborbital. Porém, e no que deve ter sido um grande revés e frustração para muitos engenheiros espaciais chineses, em Dezembro de 1980 era anunciado por Wang Zhuanshan[1] que o programa de voos espaciais tripulados pela China seria adiado devido ao seu elevado custo.

Dois aspectos dos preparativos da Shenzhou-6. Na imagem direita vemos o veículo de regresso e reentrada antes de ser acoplado com o módulo de serviço (imagem em cima). Imagens: Arquivo fotográfico do autor.

Ao longo de uma década foram extremamente escassas as referências a um possível programa espacial tripulado chinês mas, em Abril de 1992, o governo chinês decidiu que o custo de um programa espacial tripulado já poderia ser suportado pelo país. O Conselho Estatal decidiu que um veículo espacial tripulado deveria ser lançado no espaço antes do novo milénio de forma a estabelecer a China como uma das grandes potências mundiais. Ao programa espacial tripulado da China seria dada a designação Projecto 921, com a primeira fase a levar a um voo teste de uma cápsula em Outubro de 1999.

Um desenho preliminar da cápsula espacial tripulada chinesa foi apresentado à Federação Internacional de Astronáutica em 1992. O desenho era reminiscente da Soyuz, com a cápsula a ter um desenho muito inusual de pêra e com os restantes módulos de serviço e orbital a terem um diâmetro mais pequeno do que a cápsula de reentrada. Para colocar o veículo em órbita foi proposto um novo foguetão lançador que utilizaria como propolentes o oxigénio líquido e o querosene. Esta proposta eliminaria assim a utilização de propolentes tóxicos utilizados no foguetão CZ-2E Chang Zheng-2E. Ao se juntar primeiros estágios idênticos tornar-se-ia possível o transporte de cargas mais pesadas até à órbita terrestre, tal como um laboratório orbital.

[1] Wang Zhuanshan era então Secretário-geral da Sociedade de Pesquisa Nova China e Engenheiro Chefe do Centro Espacial da Academia de Ciências Chinesa.

Em Outubro de 1993, o Bureau de Astronáutica de Shanghai[2] publicou a proposta original do Projecto 921 para ser incluída nos Oitavo e Nono Planos Económicos Quinquenais. Foi proposto o desenvolvimento de seis novos foguetões lançadores e oito veículos espaciais, incluindo uma cápsula espacial tripulada. Porém, o plano do bureau não foi aprovado e os planos para o desenvolvimento de um novo lançador a oxigénio líquido e querosene foi abandonado, com os recursos a serem investidos no desenvolvimento de grandes motores de combustível sólido para utilização militar. Entretanto, o Projecto 921 foi aprovado, mas seria lançado utilizando-se uma versão modificada do lançador CZ-2E Chang Zheng-2E e que seria denominado CZ-2F Chang Zheng-2F. À Academia Chinesa de Tecnologia Espacial (ACTE), uma instituição afiliada da Corporação Industrial e Científica Aeroespacial Chinesa (CICAC), foi dada a responsabilidade pelo Projecto 921. Por seu lado, o ACTE subcontratou o Bureau de Astronáutica de Shanghai e o Instituto de Engenharia e Pesquisa Médica Aeroespacial, para desenhar e desenvolver a cápsula espacial. A construção do veículo foi iniciada e um novo centro de controlo de voo foi construído no Nordeste de Pequim.

Novas alterações no Projecto 921 seriam introduzidas em 1994. A Rússia, com a sua falta de verbas para o programa espacial em geral, estava agora disposta a vender alguma da sua tecnologia no campo da aviação e tecnologia espacial. Em Setembro de 1994 o Presidente Jiang Zemin visitou pela primeira vez o Centro de Controlo de Voo (TsUP) em Kaliningrado e recebeu propostas de cooperação espacial entre as duas nações. Em Março de 1995 foi assinado um acordo entre a Rússia e a China para a transferência de tecnologia, incluindo também o treino de cosmonautas, a provisão de cápsulas Soyuz e sistemas de suporte de vida, a provisão de um sistema de acoplagem andrógino e de fatos espaciais. Em 1996, dois cosmonautas chineses, Wu Jie e Li Qinglong, iniciaram os treinos no Centro de Treinos de Cosmonautas Yuri Gagarin e, após a graduação, os dois homens regressaram à China e iniciaram a selecção de um grupo de 12 astronautas chineses.

O módulo orbital da Shenzhou-6 na fase de testes dos seus painéis solares. Imagem: arquivo fotográfico do autor.

[2] O Bureau de Astronáutica de Shanghai é mais tarde designado como Academia de Tecnologia de Voo Espacial de Shanghai (ATVES).

O desenho do veículo tripulado do Projecto 921 foi modificado de forma a incluir uma cópia aerodinâmica aumentada da cápsula Soyuz e outros elementos de desenho russo. Entretanto, novas instalações de lançamento foram construídas no centro espacial de Jiuquan e, em Maio de 1998, um modelo do foguetão CZ-2F Chang Zheng-2F e da cápsula tripulada foram transportadas para a plataforma de lançamento para testes de adaptação.

A Shenzhou-6 é colocada no interior da ogiva de protecção do foguetão lançador CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-6). Imagem: arquivo fotográfico do autor.

Em Junho de 1999, e em coincidência com anúncios públicos de que o primeiro teste não tripulado da nova cápsula chinesa teria lugar em Outubro, foram reveladas misteriosamente na Internet fotografias do foguetão Lançador CZ-2F Chang Zheng-2F com uma ogiva do tipo Soyuz. Na altura as fotografias teriam sido reveladas por uma empresa de construção da Mongólia Interior que trabalhava nas obras de construção das instalações de lançamento. A ogiva era consistente na sua forma e tamanho como a que havia sido revelada em 1992 no novo lançador que seria cancelado. Tem muitas similaridades com as ogivas russas utilizadas com a Soyuz, mas uma comparação com fotos das ogivas da Soyuz na mesma escala revelam que a ogiva chinesa é muito maior.

Em Julho foi anunciado o final dos trabalhos de construção do quarto navio de rasteio Yuan Wang, estando pronto para ser utilizado com os restantes três navios. Em princípios de Agosto surgiram rumores na imprensa asiática da ocorrência de uma explosão de propolente em Jiuquan destinado ao programa espacial tripulado, notícia que foi negada pelas autoridades chinesas poucos dias mais tarde. No entanto, a data do primeiro lançamento não tripulado do Projecto 921 foi alterada de Outubro para "algures em 1999" e a data do primeiro voo espacial tripulado foi alterada para 2005.

Entretanto, a cooperação sino-russa continuava e, em Agosto de 1999, na Cidade das Estrelas, numa grande sala situada no segundo andar do Hydrolab, um grupo de 15 a 20 técnicos chineses continuava os seus trabalhos que pareciam associados ao voo de experiências num avião de gravidade-0 e não ao treino para actividades extraveículares. O pessoal responsável pelo Hydrolab era também responsável pelos voos parabólicos. As experiências que seriam transportadas eram da responsabilidade de Qin Yi do Grupo Oriental de Instrumentação Científica e o projecto era administrado na Cidade das Estrelas por Yuri L. Bogoroditsky, Chefe do Departamento de Desenvolvimento Económico Estrangeiro do Centro de Treinos de Cosmonautas Yuri Gagarin.

A possibilidade da iminência de um lançamento era assinalada com a partida dos quatro barcos Yuan Wang do seu porto de abrigo. Três das embarcações estavam estacionadas no Hemisfério Sul perto da latitude 35ºS, estando um junto à costa da Namíbia, um a Sudoeste da Austrália e outro a meio do Oceano Pacífico junto da linha internacional de mudança de data. O quarto navio estava estacionado perto da costa Sul do Japão de forma a receber informações e a observar o final da fase de lançamento e da fase de recolha da cápsula em caso de uma abortagem do lançamento. Estações de rastreio terrestres estavam localizadas no centro de lançamento em Jiuquan, no Oeste da China, África do Sul e Paquistão.

O primeiro teste não tripulado do protótipo do Projecto 921 teve lugar 49 dias após a data prevista de 1 de Outubro de 1999. O Presidente chinês Jiang Zemin baptizou pessoalmente a cápsula espacial chamando-lhe Shenzhou (traduzido de muitas formas para "Barco dos Deuses", "Barco Divino" ou "Mecanismo Divino"). Imagens do voo permitiram verificar a existência de um novo lançador CZ-2F Chang Zheng-2F, um edifício de montagem vertical, e mostraram a verdadeira configuração da cápsula espacial pela primeira vez. Neste primeiro voo o módulo orbital estava equipado com painéis solares fixos em vez dos painéis solares que se abririam nos voos posteriores.

As principais entidades responsáveis pela construção da Shenzhou foram o Instituto Chinês de Pesquisa de Tecnologia de Foguetões (ICPTF), que faz parte da CICAC, o Instituto Chinês de Pesquisa de Tecnologia Espacial (ICPTE) e o ATVES. Também envolvidos no desenho e teste da cápsula espacial estiveram a Academia de Ciências da China e o Ministério de Informação da Indústria.

Apesar de vários rumores durante o ano de 2000, o seguinte voo teste da Shenzhou só teve lugar em Janeiro de 2001. Este segundo voo transportou a bordo um macaco, um cão e um coelho, tratando-se de um teste do sistema de suporte de vida da cápsula. A Shenzhou-2 demonstrou a capacidade de múltiplas activações do seu sistema de propulsão e executou três manobras para a elevação da sua órbita durante o seu voo. Após sete dias em órbita terrestre, o módulo de reentrada e o módulo de serviço separaram-se do módulo orbital. Após a manobra de travagem levada a cabo pelo módulo de serviço, o módulo de reentrada separou-se e aterrou na Mongólia Interior. A ausência total de fotografias após a aterragem levou a especulações acerca do sucesso da recuperação. Mais uma vez o módulo orbital continuou em órbita terrestre levando a cabo experiências em microgravidade.

O peso da Shenzhou-2 era 100 kg inferior ao da Shenzhou-1 ao se utilizar uma nova técnica de montagem da cápsula. Entretanto o treino dos astronautas chineses prosseguia utilizando um dispositivo especial de treino que simula a ausência de gravidade. O dispositivo consiste numa câmara com um diâmetro de 15 metros e uma altura de 21 metros, instalada num túnel de vento vertical. A velocidade do vento atinge os 150 km/h, levitando assim os astronautas.

A Shenzhou-3 foi lançada em Março de 2002 e a progressão em todo o programa começou a ser mais rápida a partir daqui. Esta foi a primeira missão equipada com o sistema de emergência.

A Shenzhou-4 foi lançada em Dezembro de 2002 e foi o último ensaio antes da missão tripulada. Neste caso a tripulação que deverá tripular a Shenzhou-5 entrou na Shenzhou-4 e levou a cabo todos os procedimentos até um certo ponto na contagem decrescente. Após abandonarem a cápsula deu-se o lançamento da última missão não tripulada. Todos os sistemas foram verificados de forma satisfatória e a China encontrava-se pronta para levar a cabo a sua primeira tentativa de colocar astronautas em órbita em Outubro de 2003.

Pergunta-se nesta fase qual foi o custo de todo o programa? Em 2003 o presidente da companhia que constrói as cápsulas Shenzhou, Ziang Qingwei, referiu a um jornal chinês que Pequim havia gasto cerca de 2,3 biliões de Euros no seu programa espacial tripulado nos últimos anos.

A cápsula Shenzhou

Tal como já foi referido anteriormente, a Shenzhou é muito semelhante à cápsula Soyuz. A configuração é muito parecida com o desenho original da Soyuz (Soyuz A) de 1962 (que por si só é alegadamente muito semelhante à configuração da proposta da *General Electric* para as cápsulas Apollo do mesmo período).

Sessão de treino na qual se ensaia a saída da cápsula após a aterragem. Imagem: arquivo fotográfico do autor.

Os instrumentos de orientação (consistindo em sensores de horizonte, sensores de fluxo iónico, sensores estelares e sensores solares) estão localizados na zona média inferior do módulo de serviço, tal como na Soyuz. Dois pares de painéis solares localizados no módulo de serviço e no módulo orbital, têm um total de 36 m^2, indicam uma média de fornecimento de energia de 1,3 kW (quase três vezes mais do que na Soyuz e quase o mesmo do que era fornecido no primeiro módulo da estação espacial Mir). Ao contrário da Soyuz, o módulo orbital está equipado com um sistema de propulsão autónomo, painéis solares e sistemas de controlo, que permitem voo autónomo. No futuro, os módulos orbitais podem ser utilizados para formar uma pequena estação espacial. Uma versão reduzida do módulo orbital foi considerada como um elemento de uma estação espacial. A forma básica da Shenzhou é capaz de suportar uma missão tripulada de 20 dias de duração, com missões autónomas do módulo orbital com uma duração de até um ano.

O sistema de propulsão da Shenzhou consiste em:

- Quatro grandes motores principais de expansão na base da cápsula, com uma força total de 2.000 kgf ou 500 kgf por motor. O tempo total de queima na travagem orbital (retro-travagem) deverá ser de 30 s.
- Motores de grande potência para manobras colocados em conjuntos de quatro pares no interior da base do módulo de serviço.
- Motores de baixa potência para manobras colocados em conjuntos de quatro pares no exterior da base do módulo de serviço. Estes motores podem também ser utilizados em conjunto para originar forças inversas.

- Quatro pares de motores para manobras de rotação e translação colocados no centro de gravidade da cápsula, mesmo abaixo da cápsula de reentrada. Estes não foram colocados em intervalos de 90º, mas sim em dois pares em cada lado da cápsula, permitindo o seu uso para movimentos de translação somente no eixo vertical.
- Quatro grupos de motores colocados na base do módulo orbital. Estes motores servem como sistema suplente ao principal sistema de orientação, bem como uma capacidade autónoma de controlo de atitude e de movimentação ao módulo quando em voo autónomo. Utilizados em conjunto com os motores de fraca potência na base do veículo, podem ser utilizados para movimentos de translação nos planos horizontal e vertical.

Ao contrário da Soyuz, o módulo orbital da Shenzhou tem uma forma cilíndrica. Uma plataforma de equipamento pode ser montada na zona frontal (tal como aconteceu nos primeiros voos). Aparentemente, está localizada na zona inferior do módulo orbital uma grande escotilha que pode ser utilizada para actividades extraveículares, e acima dela está localizada outra grande escotilha tal como na Soyuz. No lado oposto do módulo encontra-se montado um pequeno módulo de equipamento. Espera-se que numa fase posterior do projecto o módulo orbital da Shenzhou possa ser deixado acoplado a uma estação espacial. Para tais missões o módulo terá de estar equipado com um sistema de acoplagem andrógino na sua parte frontal, em lugar da plataforma de equipamento.

Os dois tripulantes da Shenzhou-6 durante uma sessão de treino para a missão. Imagem: arquivo fotográfico do autor.

Nas primeiras missões teste, um complexo arranjo de equipamentos esteve montado no topo do módulo orbital. Nestes equipamentos estava incluído um anel semicircular que poderia ser utilizado para a colocação de instrumentos em torno da sua parte inferior. Três antenas perpendiculares com um comprimento de 40 cm foram também abertas em órbita.

As cargas que inicialmente foram transportadas no módulo orbital foram todas científicas, porém, à medida que o programa foi progredindo, as cargas foram alteradas para experiências militares. A Shenzhou-4 transportou, aparentemente, uma carga destinada a interceptar sinais electrónicos (SIGINT), enquanto que a Shenzhou-5 estará prevista para voar com uma câmara de reconhecimento óptico com uma resolução de 1,6 metros. Também surgiram desenhos de uma configuração estranha da Shenzhou que mostravam o que pareciam ser "mandíbulas" na zona frontal do módulo orbital, sendo talvez algum tipo de mecanismo de captura.

O módulo de reentrada foi conceptualmente baseado na Soyuz. A Rússia forneceu à China um veículo Soyuz completo e, após o primeiro lançamento da Shenzhou, alguns relatórios referiram fontes russas altamente colocadas dizendo que a China havia comprado uma cápsula de reentrada Soyuz à Corporação RKK Energia, em meados dos anos 90, no que terá sido um acordo privado. Porém, foi referido que a cápsula fornecida teria um mínimo de instrumentação no seu interior.

A cápsula da Shenzhou é, de facto, 13% dimensionalmente maior que a cápsula Soyuz. Logo, não se trata de material soviético, mas sim uma cópia à escala da forma aerodinâmica da Soyuz. A cápsula Shenzhou utiliza a mesma técnica de aterragem da Soyuz. A cápsula começa por largar um pequeno pára-quedas de arrasto seguido de um único pára-quedas laranja e branco. O sistema de aterragem suave (descarte do escudo térmico seguido da ignição de motores de aterragem suave momentos antes do impacto), é também semelhante ao da Soyuz. Existem algumas referências a um número diferente de motores de aterragem suave na base da cápsula. Ao contrário da Soyuz, a ligação ao módulo de serviço difere em detalhe e parece entrar na cápsula mais acima no corpo principal. A cápsula possui um arranjo na forma da colocação dos assentos dos seus tripulantes semelhante ao da Soyuz e permite a utilização por três astronautas, ao contrário de algumas referências iniciais que indicavam a possibilidade de quatro astronautas poderem tripular a cápsula. Os astronautas possuem painéis de instrumentação com ecrãs planos. Um periscópio semelhante ao russo Vzor permite um meio de orientar a cápsula manualmente na retro-travagem e uma visão frontal durante as operações de acoplagem. O controlo manual da cápsula é feito utilizando um controlo manual semelhante ao da Soyuz.

O módulo de serviço, desenvolvido pelo ATVES, difere em muitos aspectos do módulo de serviço da Soyuz. O módulo é mais alongado e mais largo, sendo a saia da base menos pronunciada. Os circuitos radiadores externos encontram-se numa montagem em torno do centro do cilindro. Os painéis solares, ao contrário dos painéis da Soyuz, podem ser rodados de forma a obter um máximo de insolação solar independente da atitude da cápsula. Os painéis têm uma área total de 24 m^2. Os controlos de

reacção, reminiscentes dos utilizados nas cápsulas Gemini, estão localizados no centro de gravidade da cápsula, sendo utilizados para manobras de rotação e translação dos veículos durante as operações de acoplagem.

A tabela seguinte compara as dimensões e algumas características da Shenzhou com a Soyuz:

	Soyuz	Shenzhou
Veículo completo		
Massa total (kg)	7.250	7.800
Comprimento (m)	7,48	8,65
Diâmetro (m)	2,72	2,80
Envergadura (m)	10,06	19,40
Módulo de Serviço		
Massa total (kg)…	2.950	3.000
…da qual é propolente (kg)	900	1.000
Comprimento (m)	2,60	2,94
Diâmetro (m)	2,17	2,50
Diâmetro base (m)	2,72	2,80
Cápsula de reentrada		
Massa total (kg)	3.000	3.200
Comprimento (m)	1,90	2,059
Diâmetro (m)	2,17	2,50
Módulo orbital		
Massa total (kg)	1.300	1.500
Comprimento (m)	2,98	2,80
Diâmetro (m)	2,26	2,25

Sistema de emergência

O sistema de emergência montado no topo da ogiva de protecção da Shenzhou, será activado em caso de algum mau funcionamento do foguetão lançador nas fases iniciais do voo. O sistema poderá separar a cápsula de reentrada e o módulo orbital do resto do lançador desde T-15m até à altura em que a ogiva de protecção é descartada a T+160 s. O sistema consiste numa torre de emergência, na parte superior da ogiva de protecção e nos módulos de reentrada e orbital. Todo o conjunto tem um peso de 11.260 kg, com um comprimento de 15,1 metros e um diâmetro de 3,8 metros. O sistema tem uma fiabilidade de 99,5%.

Quando o sistema de detecção de falhas no foguetão CZ-2F Chang Zheng-2F detecta uma situação de emergência, activa automaticamente o sistema de emergência. Os controladores no solo também podem activar o sistema por comando remoto caso seja necessário. Nos voos tripulados, os astronautas podem activar manualmente o sistema a partir do interior da cápsula.

Após T+160s, uma abortagem do lançamento pode consistir simplesmente na desactivação dos motores do lançador, na separação do módulo de reentrada e numa reentrada de emergência, o que levará a uma recolha quer em território chinês quer na zona costeira do Sul do Japão.

Melhoramentos específicos na Shenzhou-6

A Shenzhou-6, tal como as suas antecedentes, foi um veículo com uma estrutura de três secções – uma secção de propulsão, uma secção de retorno e uma secção orbital. A aparência e estrutura de todo o veículo são semelhantes às da Shenzhou-5 e o seu peso é basicamente o mesmo.

Após entrar em órbita terrestre a cápsula orbitou a Terra numa trajectória oval a aproximadamente 200 km de altitude no seu ponto mais próximo e a aproximadamente 350 km de altitude no seu ponto mas longínquo. Posteriormente, esta trajectória foi alterada para uma órbita circular a 343 km de altitude demorando 90 minutos a completar uma volta em torno do planeta. A sua trajectória de voo, quando projectada no solo, representa uma linha sinusoidal deslocando-se continuamente para Este.

Mais de 40 elementos de equipamento e 6 elementos de software foram adicionados ao veículo de forma que este possui mais de 600 elementos individuais de equipamento, 82 elementos de software e mais de 100.000 componentes.

Segundo Zhang Bainan, Director Chefe do sistema espacial Shenzhou, tendo por base a Shenzhou-5, a Shenzhou-6 mantém as principais características técnicas, possuindo ainda 110 elementos que foram melhorados a nível técnico em quatro aspectos, de acordo com as necessidades de uma tripulação de dois elementos e tendo em conta a duração da missão:

1. Melhoramentos tendo em conta uma tripulação de dois elementos e um voo de vários dias: fornecimento de alimentos, água e sacos cama. Melhoramento do sistema de controlo ambiental da cabina com a indução automática de oxigénio, temperatura e humidade.
2. Melhoramentos no que diz respeito à utilização orbital das funções do veículo: no interior da cabina encontram-se muitos elementos que são diariamente necessários para os seus tripulantes, tais como dispositivos para alimentação. Na cabine orbital encontra-se um saco cama que foi utilizado pelos tripulantes em turnos de descanso. Existia também uma secção especial com artigos de higiene na cabina orbital e foi utilizado, pela primeira, vez um dispositivo para a recolha de excrementos e urina.
3. Melhoramentos a nível da segurança dos tripulantes: os assentos dos tripulantes foram melhorados para proporcionar uma maior segurança na aterragem.
4. Melhoramentos contínuos: melhoramentos levados a cabo nos componentes do veículo.

No voo da Shenzhou-5, o sistema de controlo ambiental foi visto como uma experiência que fazia parte das inúmeras experiências a bordo. Somente no voo da Shenzhou-6 este sistema foi realmente utilizado. Tanto a Shenzhou-6 como a Shenzhou-5 utilizaram o mesmo sistema regulador de fornecimento de ar. O oxigénio e o nitrogénio são transportados para a cabina por cilindros de alta voltagem, com o ar a ser libertado através de válvulas de controlo para que o ar na cabina seja mantido a uma pressão semelhante à existente no solo.

A Shenzhou-6 transportou cerca de 50 kg de oxigénio, suficiente para satisfazer as necessidades da tripulação e para uma utilização de emergência. Ao mesmo tempo, o sistema de ventilação e purificação avançado a bordo do veículo pode remover vários tipos de poeiras e substâncias estranhas presentes no ar para que a qualidade do ar possa sempre ser mantida. A temperatura a bordo foi sempre mantida entre os 17º C e os 25º C e a humidade relativa entre os 30% e os 70%. A temperatura na cabina foi controlada por um sistema de ar condicionado especial. O funcionamento deste sistema é automaticamente ajustado tendo em conta a actividade dos tripulantes e o nível de incidência solar no veículo. Mesmo no regresso à Terra, quando a temperatura no exterior atinge milhares de graus devido à intensa fricção atmosférica, a temperatura na cabina manteve-se a 25ºC.

Em comparação, o controlo da temperatura é muito mais difícil do que o controlo da humidade. Através do metabolismo normal da respiração e transpiração de cada tripulante é produzida cerca de 1,8 kg de humidade. A Shenzhou-6 utilizou um tipo de membrana de absorção para absorver o ar ao aplicar uma determinada pressão enquanto que a água era absorvida. Quando esta membrana é utilizada num sistema de circulação de ar é possível filtrar efectivamente a humidade no ar e manter o nível de humidade num nível estável.

Cronologia do Programa Shenzhou

Pode-se iniciar a cronologia do Programa Shenzhou em Abril de 1992 quando o Governo chinês decide que um programa espacial tripulado independente pode ser iniciado, sendo-lhe atribuída a designação Projecto 921. O projecto é dividido em três partes: uma cápsula espacial tripulada, que tem um desenvolvimento em larga escala a partir de Janeiro de 1993, uma estação espacial, desenvolvida a partir de 1999, e um avião espacial reutilizável (cuja autorização só foi dada para trabalhos preliminares).

Em Dezembro de 1997, dois astronautas chineses terminam o seu treino na Rússia e regressam à China. Os dois homens serão os instrutores dos futuros astronautas chineses. Por esta mesma altura é finalizada a construção do maior equipamento de teste térmico em vácuo de toda a Ásia.

Em Março de 1998 é realizada uma conferência espacial em Beijing e no dia 19 são divulgadas informações relativas ao futuro programa espacial chinês. Segundo essas informações provenientes da própria China, o programa espacial será iniciado

com uma missão que executará uma única órbita em torno da Terra, evoluindo para um forte programa espacial tripulado antes de avançar numa odisseia lunar. Os actuais lançadores espaciais chineses têm a capacidade de enviar dispositivos científicos, mas não humanos, para a Lua. Os estudos de fiabilidade de viagens à Lua e a Marte são levados a cabo. Os participantes na conferência sugerem uma maior cooperação internacional e o levantamento de uma aparente falta de vontade por parte da China de participar nos grandes projectos internacionais. Os participantes na conferência referem a não participação da China no projecto da ISS.

A 12 de Abril de 1998, o diário chinês Guangzhou publica uma série de artigos onde revela que o primeiro astronauta chinês viajaria no espaço em 2001, mencionando também a existência de planos para a exploração lunar e para a construção de uma estação espacial. Ainda neste mês, no dia 21, um outro jornal com edição em Shanghai revela que as preparações para o primeiro ensaio da cápsula espacial tripulada estavam a decorrer no respectivo local de lançamento. O jornal revela que o primeiro voo desse veículo decorreria em 1999 e que a cabina espacial, o sistema de telemetria e de fornecimento de energia estavam a ser desenvolvidos em Shanghai.

Até ao final de 1998 foram escassas as notícias sobre os preparativos para a missão, mas a 6 de Janeiro de 1999 o jornal oficial Diário da Libertação revela que um voo tripulado chinês iria ter lugar "no final deste século ou no princípio do seguinte". Este facto faria da China o primeiro país, em mais de 30 anos, a juntar-se à Rússia e aos Estados Unidos no exclusivo clube do voo espacial tripulado.

Em meados de Janeiro termina um período de manutenção de 16 meses para a frota de rastreio espacial chinesa. Os navios estavam agora capazes de fornecer uma rede de controlo e detecção global com um aumento de 400% na capacidade de transferência de dados. A frota estava agora pronta para apoiar o primeiro teste de um veículo tripulado, sendo pela primeira vez colocados no Oceano Pacífico, Índico e Atlântico.

Uma revelação surpreendente surge a 12 de Fevereiro quando um engenheiro chinês encarregue de dezenas de experiências científicas revela que a China planeava lançar o seu próprio vaivém espacial com uma missão não tripulada no final de 2000. O mesmo engenheiro afirma que os problemas relativos à capacidade dos sistemas de lançamento espacial se encontravam resolvidos, tendo referido que havia sido elucidado relativamente aos custos do desenvolvimento do vaivém chinês, mas que não os poderia revelar por ser informação classificada (segundo a AFP). Porém, estas afirmações foram desmentidas no mês de Março seguinte pelo astrónomo chefe do programa espacial chinês, Zhang Heqi. Heqi afirma que as afirmações anteriormente proferidas, relativamente ao desenvolvimento de um vaivém espacial chinês, estavam incorrectas, dizendo que o veículo é uma cápsula tripulada e não um vaivém espacial. Heqi afirma a realização de um lançamento não tripulado dentro de um ou dois anos, com um lançamento tripulado a decorrer após este teste. Foi também revelado que a primeira cápsula espacial poderia transportar animais de forma a abrir o caminho para os voos espaciais tripulados. Nesta altura revelou-se também que já haviam sido seleccionados vários candidatos para astronautas de entre as fileiras de pilotos da Força Aérea Chinesa.

No dia 11 de Março surgem pela primeira vez na Internet revelações acerca de uma versão do foguetão CZ-2E Chang Zheng-2E, desenhada para transportar um veículo tripulado e com o primeiro voo planeado para meados de 1999.

Em princípios de Junho é revelada, por alguns jornais asiáticos, a ocorrência de um acidente no Centro de Lançamentos de Jiuquan em finais de Maio. É referida a explosão de um depósito de combustível que resulta em muitas baixas e que acaba por adiar o primeiro teste do veículo tripulado originalmente marcado para Outubro.

No dia 9 de Junho surge na Internet uma fotografia do foguetão CZ-2F Chang Zheng-2F e do seu edifício de montagem e integração vertical em Jiuquan. As imagens teriam sido colocadas por uma fonte anónima na Internet com o comentário de que haviam sido obtidas em Maio de 1998 por uma empresa de construção mongol. Alguns analistas afirmaram que as imagens eram montagens fotográficas porém, os acontecimentos posteriores provaram ser verdadeiras, sendo o resultado de uma fuga de informação deliberada.

Os planos espaciais chineses foram anunciados a 16 de Julho pelo Director de Pesquisa e Desenvolvimento da Corporação de Tecnologia e Ciência Aeroespacial Chinesa, Zhang Lihui. Lihui afirma que o plano de desenvolvimento da tecnologia para o voo espacial tripulado foi emitido pelo Concelho Estatal Chinês em 1992 e que a China estava no caminho certo para lançar um voo espacial tripulado no princípio do próximo século. Este foi o primeiro reconhecimento oficial da existência de tal programa.

Um quarto navio de rastreio, o Yuan Wang-4, junta-se à frota já existente no dia 18 de Julho. Este navio foi convertido a partir da embarcação científica Xiang Yang Hong-10. Este anúncio também revelou que a frota seria enviada para uma grande operação no ano seguinte. O Yuan Wang-4 tem um comprimento de 156,09 metros e um calado de 20,6 metros, podendo deslocar 10.895 t.

Finalmente, a 19 de Novembro, é lançada a primeira missão do protótipo do veículo tripulado chinês do Projecto 921. Com um peso de 7.600 kg, a cápsula Shenzhou atinge a órbita terrestre dez minutos após o lançamento ficando colocada numa órbita com um apogeu de 324 km de altitude, um perigeu de 196 km de altitude e uma inclinação orbital de 42,6º em relação ao equador terrestre. O veículo é controlado a partir do novo Centro de Controlo e Direcção Aeroespacial de Beijing.

Durante a permanência em órbita a cápsula não executa qualquer manobra e, após 14 órbitas, o navio de rastreio Yuan Wang-3 localizado na costa da Namíbia, começa a receber a telemetria da cápsula às 1849UTC. Nesta altura envia um comando para o veículo em órbita para este executar a manobra de retro-travagem. Minutos mais tarde a cápsula fica fora da zona de cobertura do Yuan Wang-3 e a sua trajectória executa um arco sobre África, passando pela costa da península Arábica e depois sobre o Paquistão, reentrando sobre o Tibete. Após a reentrada, o pára-quedas de arrasto é largado a uma altitude de 30 km e os motores de travagem são accionados a 1,5 metros do solo. A cápsula aterra a 415 km a Este de Jiuquan e a 110 km a Noroeste de Wuzhai, na Mongólia Interior (41º N – 105º E), às 1941UTC do dia 20 de Novembro. A missão teve uma duração de 21 horas e 11 minutos.

Após o voo foi revelado que nem um só sistema primário do veículo havia sofrido qualquer mau funcionamento, o que não permitiu o teste de qualquer sistema suplente. O local de aterragem localizou-se a apenas 12 km do local previsto. O sistema de aterragem suave funcionou sem problemas e não foi encontrado qualquer dano na estrutura da cápsula espacial, no escudo térmico ou nas zonas de selagem. O escudo térmico, escotilha do pára-quedas e pára-quedas de arrasto, que haviam sido descartados, foram encontrados a 5 km de distância da cápsula.

O módulo orbital, que se havia separado do módulo de reentrada antes da retro-travagem, continuou em órbita até ao dia 27 de Novembro altura em que reentrou na atmosfera terrestre.

A carga principal transportada pela Shenzhou era composta por 100 kg de sementes, consideradas extremamente valiosas pelos chineses após um dia de exposição ao ambiente espacial. A frota de navios de rastreio chinesa regressou da missão Shenzhou entre os dias 12 de Dezembro e 4 de Janeiro de 2000. Durante a viagem de 259 dias, os quatro barcos viajaram mais de 185.000 km e tiveram de suportar mares muito alterados enquanto levavam a cabo as comunicações e recepção de telemetria da Shenzhou durante um total de 150 minutos.

Em finais de Novembro era revelada a identidade do Desenhador-Chefe da Shenzhou. Qi Faren havia sido também o desenhador do primeiro satélite artificial chinês, tendo sido designado como Desenhador-Chefe da Shenzhou em 1992. Durante os anos seguintes Qi Faren dirigiu e coordenou a sua equipa de centenas de engenheiros e técnicos e fez grandes avanços na tecnologia do voo espacial tripulado chinês.

O ano de 2000 foi relativamente calmo no que diz respeito a notícias sobre as seguintes missões de ensaio da Shenzhou. A 13 de Dezembro era revelado que a China e a Namíbia haviam assinado um acordo para a construção de uma estação de detecção, telemetria e pesquisa, para suportar o programa espacial tripulado chinês. A estação cobre uma área de 12.750 m^2 e consiste num edifício administrativo e duas grandes antenas.

Entretanto, a 6 de Janeiro de 2001, os quatro navios Yuan Wang deixam os seus portos de abrigo e celebram o Ano Novo Chinês no alto mar. O Yuan Wang-1 e Yuan Wang-2 estavam localizados no Oceano Pacífico, o Yuan Wang-3 encontrava-se a caminho do Oceano Atlântico e o Yuan Wang-4 encontrava-se no Oceano Índico. Os quatro navios encontravam-se em preparação para a próxima missão da Shenzhou.

A Shenzhou-2 é colocada em órbita no dia 9 de Janeiro. Com um peso de 7.400 kg o veículo entra numa órbita com um apogeu de 346 km de altitude, um perigeu de 330 km de altitude e uma inclinação orbital de 42,6º. A Shenzhou-2 transporta um macaco, um cão e um coelho, no que é um teste do sistema de suporte de vida. Porém, a cápsula não se trata somente de um teste desse sistema, mas é também o mais ambicioso laboratório espacial jamais lançado pela China até então. No total transportou 64 experiências científicas, das quais 15 estão localizadas no módulo de reentrada, 12 no módulo orbital e 37 na plataforma exterior frontal. As experiências incluem um dispositivo de crescimento de cristais em microgravidade, experiências da área das ciências da vida com 19 espécies de animais e plantas, detectores de raios e partículas cósmicas e o primeiro detector de raios gama chinês.

A Shenzhou-2 executa três manobras de alteração de órbita durante o seu voo.

O módulo de reentrada aterra às 1122UTC do dia 16 de Janeiro na Mongólia Interior. A ausência total de imagens das actividades de recolha da cápsula originou especulações sobre o sucesso da recuperação.

O módulo orbital permanece em órbita levando a cabo experiências científicas, sendo controlado durante seis meses e manobrando por várias vezes (acabando por atingir uma órbita comum apogeu de 405 km de altitude e um perigeu de 394 km de altitude). Acabou por reentrar na atmosfera terrestre às 0905UTC do dia 24 de Agosto de 2001. O ponto de reentrada esteve localizado a 33,1º S – 260,4º E sobre o Oeste do Oceano Pacífico entre a Ilha da Páscoa e o Chile.

A construção da estação de rastreio de Swakopmund, na Namíbia, é finalizada a 2 de Novembro.

Os rumores relativos ao eminente lançamento da terceira missão da série Shenzhou iniciaram-se no dia 23 de Julho de 2001, seguidos de outros rumores na imprensa nos dias 24 e 31 de Julho altura em que a frota de navios que permitem a comunicação permanente com os veículos em órbita, deixou os seus portos de abrigo. No princípio de Agosto surgiam imagens que mostravam o lançador Chang Zheng-2F na plataforma de lançamento. Após o aparecimento destas imagens seguiu-se um período de longo silêncio que muitos interpretaram como um cancelamento da missão que então se preparava.

Os rumores seguintes surgiriam em Outubro de 2001 quando uma série de artigos relatavam o voo espacial tripulado na China. A 20 de Outubro surgiam notícias da preparação do lançador CZ-2F para a missão Shenzhou-3 e a 4 de Novembro afirmava-se que o lançador se encontrava pronto para o voo, tendo sido certificado a 12 de Outubro.

Ainda no mês de Novembro, dia 23, um artigo previa o lançamento para o mês de Dezembro de 2001. Segundo analista Charles P. Vick, o lançador havia sido enviado para o Centro Espacial de Jiuquan antes de 4 de Novembro pois o programa encontrava-se atrasado no seu plano inicial. Em finais de Novembro, o Administrador da Agência Espacial Chinesa, Sun Laiyan, citado pelo jornal *China Daily*, falava do primeiro voo tripulado chinês para o ano de 2005.

A 19 de Dezembro a frota de navios de rasteio realizava um ensaio geral para o voo da Shenzhou-3, tendo o exercício terminado nos dias 19 ou 20 desse mesmo mês, (provavelmente ter-se-à iniciado a 9 de Dezembro). As notícias acerca deste exercício foram publicadas a 17 de Dezembro pelo jornal *Science and Technology Daily*.

Nos últimos dias de 2001 surgia na Internet mais um anúncio de um possível lançamento no mês de Janeiro (possivelmente no dia 8), mas nada aconteceu. Esta notícia foi relacionada com uma outra surgida a 9 de Janeiro de 2001 e que afirmava que o pessoal no Centro Espacial de Jiuquan havia dispensado as suas férias de ano novo para preparar a missão da Shenzhou-3.

Até finais de Fevereiro de 2001 não surgiu nada de novo sobre a Shenzhou-3. É a 26 de Fevereiro que surgem as notícias sobre o adiamento da missão. Os problemas deverão ter surgido no veículo lançador em finais de Julho ou princípios de

Agosto, problemas esses que necessitaram de reparações na fábrica onde os lançadores são construídos. Esses problemas não puderam ser corrigidos na plataforma de lançamento nem no edifício de montagem em Jiuquan, o que denota que a solução do problema deveria requerer uma desmontagem (bem que parcial) do lançador. Após as reparações deverá ter-se seguido um período de certificação e a maior parte do tempo gasto deverá ter sido ocupado com a preparação logística necessária para o envio para a reparação e regresso do lançador a Jiuquan. Sem dúvida que as autoridades chinesas optaram pelo caminho mais seguro de reparar o veículo no local onde pode receber o melhor controlo de qualidade.

Toda esta operação indica um procedimento semelhante ao levado a cabo na Rússia e que implica o envio do veículo lançador para a fábrica de origem, caso o problema que este possua não possa ser resolvido no local de lançamento.

No período de Outubro / Novembro, o lançador foi enviado para Jiuquan e novamente montado e colocado na plataforma móvel de lançamento dentro do edifício de montagem. Porém, em Dezembro ficaram claros outros problemas na fase de integração da Shenzhou-3 com o lançador, que originou um redesenhar da instrumentação do veículo de teste ao modelo utilizado nas missões anteriores. As mudanças no desenho da instrumentação a bordo da Shenzhou-3 tinham-se adiantado à capacidade do local de lançamento de lidar com os novos instrumentos. O facto de o desenho interior da instrumentação da Shenzhou ainda não ser definitivo levou a atrasos no programa e terá sido a causa do atraso registado nas últimas semanas de 2001.

Após as celebrações do ano novo chinês foram retomados, em princípios de Março, os preparativos para a missão com a realização de inúmeras simulações no centro de controlo de voo. As notícias do retomar dos trabalhos surgiram a 4 de Março e no dia 6 era anunciado o eminente lançamento com rumores de que o lançador CZ-2F, com a Shenzhou-3, havia sido colocado na plataforma de lançamento. A confirmação surgiu a 12 de Março acompanhada de uma fotografia do lançador na plataforma.

A 13 de Março surgia no PÚBLICO.pt uma pequena notícia que referia a intenção da China lançar o seu primeiro astronauta ("taikonauta" ou "*yuhangyuan*") em 2003 e, no mesmo dia, o portal de Internet *SpaceDaily* anunciava que o atraso no lançamento se devia a mudanças no desenho da Shenzhou-3. Na notícia editada pelo *SpaceDaily* era referido ter havido uma grande pressão para se lançar a Shenzhou-2 com taikonautas a bordo.

Foi referido também que a Shenzhou-3 teria a bordo um manequim como forma de testar o complexo e dispendioso sistema de apoio à vida, e que outros testes iriam analisar a segurança do sistema de reentrada bem como realizar experiências a bordo e analisar o ambiente espacial. O portal *SpaceDaily* citava o responsável pelo Comité de Ciência e Tecnologia da Corporação Aeroespacial Chinesa para a Ciência e Tecnologia, Zhuang Fenggan. Em relação à utilização de um manequim, Fenggan afirmava que as autoridades chinesas queriam garantir a segurança dos seus astronautas bem como dos animais, evitando assim o protesto das associações de protecção animal. Ao contrário do que se passava há quatro décadas atrás, a construção actual de um manequim é mais simples, havendo assim a possibilidade de se medir parâmetros como a pressão sanguínea ou o ritmo respiratório simulado.

A 22 de Março surgiam as últimas notícias que anunciavam o lançamento da Shenzhou-3 dentro de dias e tal veio a confirmar-se a 25 de Março com a terceira missão não tripulada da série Shenzhou.

O lançamento da Shenzhou-3 teve lugar às 1415UTC do dia 25 de Março, a partir do Complexo LC3 do Centro Espacial de Lançamento de Satélites de Jiuquan (também conhecido por Shuang Cheng Tse)[3]. O centro de Jiuquan está localizado nas seguintes coordenadas geográficas 40,96º1N: 100º23E (Noroeste da China, na província de Gansu), e o primeiro lançamento orbital aí realizado teve lugar a 24 de Abril de 1970 quando um foguetão CZ-1 Chang Zheng-1 colocou em órbita o satélite DFH-1 Dong Fang Hong-1 "China-1 / Mao-1" (04382 1970-034A).

Para a família de lançadores Chang Zheng, este foi o seu 66º lançamento e o 24º consecutivo com sucesso. O Presidente chinês, Jiang Zemin, esteve presente no Centro Espacial de Jiuquan para assistir a este lançamento e felicitou todos os técnicos, engenheiros e cientistas chineses que ajudaram e contribuíram para o sucesso deste voo.

Dos comentários que acompanharam as notícias iniciais do lançamento da Shenzhou-3, destaque para a referência à construção de uma segunda plataforma de lançamento para as missões tripuladas e que, no futuro, possibilitará o lançamento de duas missões em simultâneo que poderão realizar acoplagens em órbita terrestre.

[3] A China possui mais dois centros espaciais localizados em Xichang (28º1N: 102º3E) e Taiyuan (37º8N: 111º5E).

Durante a ascensão para a órbita terrestre, foi pela primeira vez levado a cabo um teste com o sistema de emergência para salvamento das futuras tripulações, enquanto que na plataforma de lançamento um sistema de tratamento filtrou os gases tóxicos produzidos pelo foguetão CZ-2F. Pouco após o lançamento foi anunciada, no centro de controlo da missão, a separação da torre de emergência do lançador. Este sistema permite o salvamento dos taikonautas a partir dos 15m que antecedem o lançamento e até aos 2m40s após a ignição, altura em que é descartada. As dimensões do sistema de emergência, com a ogiva que alberga a cápsula, são de 15,1 metros de comprimento, 3,8 metros de diâmetro na parte mais larga e 11.260 Kg de peso. A combinação entre os módulos orbital e de reentrada com o sistema de fuga, forma o sistema de emergência para os tripulantes. Este sistema é desenhado com uma fiabilidade de 99,5% e é controlado por três sistemas de activação: um sistema automático que entra em funcionamento caso detecte qualquer problema com o veículo lançador, e dois sistemas manuais de activação a bordo da cápsula tripulada. De salientar que este é o único veículo lançador de cápsulas tripuladas actual que consome combustíveis altamente tóxicos, tais como são o N_2O_4 e o UDMH.

Durante os primeiros dias da missão foram detectadas transmissões de vozes femininas a partir do veículo em órbita, tratando-se, sem dúvida, de um teste ao sistema de comunicações da Shenzhou e ao sistema terrestre e marítimo de retransmissão de dados e voz. Também foram levados a cabo testes do sistema de transmissão audiovisual com o envio de imagens do interior da cápsula e da Terra através de uma escotilha. A missão foi constantemente acompanhada por uma rede naval de quatro navios estacionados nos Oceanos Pacífico, Índico e Atlântico.

Uma das imagens transmitidas pela agência noticiosa chinesa Xinhua, mostrou uma representação da Shenzhou em órbita terrestre. Pela análise dessa imagem verificou-se que a Shenzhou deveria transportar na parte frontal do módulo orbital um dispositivo de vigilância electrónica, bem como um pequeno satélite designado Chuang Xing-1. No entanto, veio-se a verificar posteriormente que tal satélite não havia sido lançado juntamente com a Shenzhou-3.

A bordo da Shenzhou-3 foram transportadas experiências das mais variadas áreas de investigação, tais como Física dos Materiais, Ciências da Vida, Observação Terrestre e Detecção Remota por Meios Ópticos do ambiente terrestre e do ambiente espacial. Foram também transportadas 44 cargas científicas a bordo e muitas delas envolvendo investigadores da Academia de Ciências da China. Nestas cargas podem-se salientar a espectografia de média resolução, sensores de detecção de nuvens, sensores de detecção da radiação terrestre, monitorização da radiação solar ultravioleta, detectores da composição e da densidade atmosférica, forno de cristalização com multi-câmaras, equipamento para o crescimento de cristais de proteínas, bio-reactor celular, detectores de matéria sólida, sensores de microgravidade, etc. Algumas destas cargas voltam ao espaço após terem sido utilizadas nas missões Shenzhou-1 e Shenzhou-2.

A 30 de Março era anunciado que o regresso da Shenzhou-3 seria adiado até ao dia 1 de Abril. A primeira manobra orbital realizou-se no dia 29 de Março após o envio dos comandos a partir do Centro de Controlo e Comando Aeroespacial de Beijing[4] (CCCAB), às 0730UTC. A manobra foi iniciada às 1015UTC quando os motores de manobra do módulo de serviço foram accionados por 8s no início da 61ª órbita. A realização da manobra foi confirmada quando o navio de rasteio Yuanwang-3, estacionado no Atlântico, enviou a confirmação para o CCCAB. Após a manobra orbital, a Shenzhou-3 ficou colocada numa órbita com os seguintes parâmetros orbitais: apogeu 337,2 km, perigeu 330,2 km, inclinação orbital de 42,4º em relação ao equador terrestre e período orbital de 91,2 minutos.

A aterragem da Shenzhou-3 teria lugar às 0851UTC do dia 1 de Abril, na região central da Mongólia Interior. A missão havia durado 6 dias e 18 horas, tendo completado 108 órbitas em torno da Terra. A ordem para a separação entre o módulo de reentrada e o módulo orbital foi enviada pelo navio de rasteio Yuanwang-3 já quando a Shenzhou-3 se encontrava na sua 108ª órbita sobrevoando o Hemisfério Sul sobre o Oceano Atlântico.

Após a aterragem, o módulo de reentrada foi transportado para Beijing para posterior análise. O módulo orbital, que permanece em órbita para conduzir mais experiências científicas, reentra na atmosfera terrestre no dia 12 de Novembro de 2002.

Após o voo da Shenzhou-3 (27397 2002-014A) iniciaram-se os preparativos para o próximo teste que seria o último antes da primeira missão tripulada, caso decorresse com total sucesso. A 31 de Maio de 2002, Qi Faren, Desenhador Chefe da Shenzhou pertencente ao Instituto Chinês de Pesquisa de Tecnologia Espacial e citado na Internet pelo portal SPACE.com[5], anunciava que a China havia aperfeiçoado o desenho da sua nave tripulada e que os primeiros yuhangyuans viajariam num veículo que era tecnicamente idêntico ao utilizado na missão Shenzhou-3.

Há medida que as semanas passavam, os rumores relacionados com o voo da Shenzhou-4 avolumavam-se e, a 12 de Junho de 2002, uma notícia publicada pelo portal *SpaceDaily*[6] anunciava que os preparativos para o próximo voo já estavam a

---

[4] A utilização de Beijing para a identificação da capital chinesa, é aqui propositada e não se trata de um erro de tradução da designação anglo-saxónica de Pequim. Segundo a última revisão da tradução dos nomes chineses para as línguas ocidentais, é referido que a designação de Pequim é "Beijing".

[5] "***Report: China Manned Spacecraft Near Ready***", por Associated Press www.space.com/news/china_space_020531.html

[6] "***Shenzhou unknows continue to confuse China watchers***", por Morris Jones
http://www.spacedaily.com/news/china-02zn.html

decorrer e que provavelmente a missão teria lugar antes do final do ano. O portal *SpaceDaily* anunciava que "...a Shenzhou-4 será quase idêntica à sua predecessora". O voo da Shenzhou-4 seria quase uma repetição da missão Shenzhou-3 que teria finalmente validado o desenho e a configuração dos seus subsistemas. Eram também referidas especulações acerca da possibilidade da Shenzhou-4 poder tentar acoplar com o módulo orbital da Shenzhou-3 que na altura ainda permanecia em órbita.

A 1 de Julho de 2002 o mesmo portal *SpaceDaily*[7] anunciava que o lançamento da Shenzhou-4 poderia ter lugar em Setembro de 2002. Era também referido que o foguetão CZ-2F Chang Zheng-2F que lançaria a Shenzhou-4 poderia também colocar em órbita dois satélites do projecto OlympiadSat (a 19 de Abril, "*China Space News*" anunciava que os OlympiadSat seriam colocados em órbita por volta de Setembro de 2002 e, a 20 de Maio, o jornal "*Beijing Entertainment News*" anunciava o lançamento juntamente com a Shenzhou-4). Juntando estas duas informações chegava-se à conclusão que a missão da Shenzhou-4 deveria ocorrer em Setembro desse ano.

As notícias relacionadas com o lançamento de outros satélites juntamente com as Shenzhou já haviam surgido aquando do lançamento da Shenzhou-3. Na altura havia sido anunciado que o satélite Chuang Xing-1 teria sido lançado com a Shenzhou-3[8], porém tal não se revelou verdade.

Muito provavelmente, os rumores do lançamento de um satélite juntamente com a Shenzhou-3 resultaram do facto da China levar a cabo o teste do sistema de emergência de salvamento durante a fase de ascensão do foguetão lançador. A China nunca anunciou este teste antes do lançamento e os rumores podem ter sido originados por este facto.

No entanto, a verdadeira natureza destes pequenos satélites também é de certa forma desconhecida. Apesar de serem anunciados como pequenos satélites de comunicações, estes veículos, que podem ser largados em diferentes órbitas após a separação da nave Shenzhou, podem ter um objectivo militar e constituir um ensaio de armas anti-satélite.

Os rumores acerca do voo da Shenzhou-4 foram aumentado há medida que o final do ano se aproximava e no Ocidente as notícias surgiam regularmente:

- "***Report: China to launch fourth unmanned space capsule this year***", por *Associated Press* a 8 de Julho de 2002
  http://www.space.news/missionlaunches/china_update_020813.html
- "***China's space ambitions keep western experts guessing***", por Leonard David a 8 de Julho de 2002
  http://www.space.com/missionlaunches/stroming_heaven_020708-1.html
- "***Manned Chima space mission 'just around the corner'***", por *Associated Press* (Beijing) a 14 de Agosto de 2002
  http://www.spacedaily.com/news/020814042606.cq8f0k7a.html
- "***China's last test before manned space mission 'due by January'***", por AFP (Beijing) a 22 de Agosto de 2002
  http://www.spacedaily.com/news/020822075622.323kwbcm.html
- "***Two test dummies to ride on SZ-4***", por Wei Long a 27 de Agosto de 2002
  http://www.spacedaily.com/news/china-02zv.html
- "***The next great leap forward – China readies Shenzhou-4***", por Leonard David a 30 de Agosto de 2002
  http://www.space.com/missionlaunches/Shenzhou_update_020830.html
- "***TaikoBot tests critical to safety of Shenzhou Yuhangyuans***", por Wei Long a 4 de Setembro de 2002
  http://www.spacedaily.com/news/china-02zx.html
- "***Report: China prepares Shenzhou-IV shakeout flight***", por Leonard David a 4 de Novembro de 2002
  http://www.space.com/missionlaunches/Shenzhou_update_021104.html
- "***China to launch next space vessel as rehersal for manned flight***", por AFP (Beijing) a 4 de Novembro de 2002
  http://www.spacedaily.com/news/021104033708.pnsln07q.html
- "***China edges closer to manned space flight***", por CNN (Beijing) a 10 de Novembro de 2002
  http://www.cnn.com/space
- "***China's Shenzhou-4 test flight expected soon***", por Leonard David a 11 de Novembro de 2002
  http://www.space.com/missionlaunches/Shenzhou_update_021111.html
- "***China to launch next space mission in new year***", por AFP (Beijing) a 12 de Novembro de 2002
  http://www.spacedaily.com/news/021112015915.69v2378a.html
- "***Shenzhou-4 in final prep for year-end launch***", por Wei Long a 26 de Novembro de 2002

[7] "**Shenzhou-4 may rocket into space in September**", por Wei Long
http://www.spacedaily.com/news/china-02zq.html

[8] **Em Órbita** (n.º 13 – Abril de 2002)

http://www.spacedaily.com/news/china-02zz.html

- "***Shenzhou-4 blastoff within fortnight***", por Wei Long a 23 de Dezembro de 2002
  http://www.spacedaily.com/news/china-02zzm.html
- "***Shenzhou-4 primed for take off this weekend***", Wei Long a 29 de Dezembro de 2002
  http://www.spacedaily.com/news/china-02zzn.html

Entre Julho e os dias que antecederam o lançamento da Shenzhou-4, foram revelados alguns dados importantes sobre a eminente missão e muitos comentários foram feitos relativos à verdadeira natureza do programa espacial tripulado chinês. Enquanto as autoridades chinesas referem que o objectivo do seu programa espacial tripulado é a exploração do espaço e dos planetas do Sistema Solar, chegando ao estabelecimento de uma estação orbital permanente em torno da Terra, alguns analistas no Ocidente referem que estas declarações são destinadas a esconder o verdadeiro objectivo militar de todo o programa.

A 22 de Agosto era anunciado que o lançamento da Shenzhou-4 teria lugar a 10 de Janeiro de 2003, após circularem rumores acerca de um possível adiamento da missão. No entanto, a 24 de Agosto, o jornal "Diário da Juventude de Beijing" clarificava, citando um especialista anónimo, que tal data não era verdade e que não se havia estabelecido qualquer calendário para o lançamento da Shenzhou-4. O mesmo especialista referia então que o lançamento da Shenzhou-4 poderia ser adiado por alguns dias dependendo dos trabalhos de preparação do veículo quando este já estivesse na plataforma de lançamento em Jiuquan, referindo também que, caso esta missão fosse bem sucedida, a Shenzhou-5 poderia tornar-se na primeira nave espacial tripulada da China em 2003, mais precisamente a 1 de Outubro de 2003 que é o dia nacional chinês.

Surgiam também notícias acerca dos testes de amaragem dos veículos Shenzhou levados a cabo em princípios de Agosto de 2002, chegando-se até a comentar a possibilidade da missão da Shenzhou-4 terminar com uma amaragem no Oceano Pacífico ou Índico, ao contrário das três missões anteriores. No entanto, estes rumores não faziam muito sentido pois as autoridades chinesas muito dificilmente se arriscariam a perder um veículo para testar os procedimentos de amaragem, quando isto podia ser levado a cabo com outros veículos em lagos interiores da China. Os testes de amaragem foram realizados um mês após a realização de testes de aterragem de um modelo da Shenzhou sobre a zona Noroeste do Deserto de Gobi.

Em princípios de Novembro de 2002 era evidente que o voo da Shenzhou-4 estava iminente, com a CNN a noticiar que os técnicos chineses se encontrava a dar os retoques finais na cápsula espacial.

Nesta fase foi também conhecido o facto de estarem a terminar os trabalhos de construção de uma segunda plataforma de lançamento para o foguetão CZ-2F Chang Zheng-2F. Esta segunda plataforma fornece assim uma maior redundância ao sistema caso uma explosão num acidente destrua a plataforma original, permitindo também o lançamento de dois veículos tripulados quase em simultâneo de forma a se levar a cabo missões de encontro e acoplagem em órbita. Da mesma forma a plataforma poderia também ser utilizada para lançar foguetões mais pesados e capazes de colocar em órbita uma estação espacial com um peso de 20.000 kg como parte do programa espacial tripulado.

A 12 de Novembro, a agência noticiosa chinesa Xinhua referia que a Shenzhou-4 se encontrava pronta para o lançamento e que havia sido entregue no Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan no princípio do mês. Numa entrevista dada ao jornal chinês de língua inglesa "*China Daily*", Zhang Qingwei, Presidente da Corporação Chinesa de Tecnologia e Ciências Aeroespaciais, informava que o lançamento da Shenzhou teria lugar por volta do dia 1 de Janeiro de 2003, mas que não estava definida uma data certa.

Durante mais de um mês não surgiram novas notícias relacionadas com a Shenzhou-4, mas a 23 de Dezembro, e segundo o portal *SpaceDaily*, o jornal *Wen Wei Po*, de Hong Kong, anunciava que o lançamento da Shenzhou-4 teria lugar entre o Dia de Natal e o Ano Novo, referindo que o foguetão lançador CZ-2F, rebaptizado com o nome "Shenjian" pelo Presidente Chinês Jiang Zemin após a missão da Shenzhou-3, já se encontrava na plataforma de lançamento em Jiuquan.

A Shenzhou-4 transportou mais de 300 kg de experiências científicas e dois manequins a bordo, tendo um deles já viajado numa missão anterior. As experiências levadas a cabo a bordo da Shenzhou-4 abrangiam quatro áreas principais: investigação em tecnologia biológica, observação terrestre por meio de microondas, monitorização do ambiente espacial e Física dos fluidos em microgravidade. Outras experiências desenvolvidas na Shenzhou-4 estavam relacionadas com o transporte de sementes da Companhia de desenvolvimento de Eco-Agricultura de Tian Xiang, província de Sichuan, que já havia participado na missão da Shenzhou-3 ao fornecer sementes de 38 espécies distintas (arroz, centeio, ervas medicinais chinesas, etc.). Esta companhia havia já anunciado que o desenvolvimento das sementes transportadas a bordo da Shenzhou-3 havia mostrado sinais de algumas variações após a missão que em resultado destas alterações, tinham inicialmente solucionado alguns problemas nas plantações das zonas do Sudoeste da China.

As alterações genéticas nas sementes são induzidas pela exposição a fortes campos de radiação, às condições de microgravidade e às alterações da força do campo magnético. Após a plantação dessas sementes no solo, verifica-se que dão origem a colheitas que são mais altas, mais fortes e mais resistentes às doenças.

As experiências relacionadas com a tecnologia biológica e Física dos fluidos foram levadas a cabo no módulo de reentrada. Após o regresso do módulo à Terra, continuaram as observações da superfície terrestre por meio de microondas a partir do módulo orbital.

Muitas das experiências foram pela primeira vez lançadas para o espaço. De entre as experiências que já haviam sido levadas a cabo em anteriores missões, encontravam-se um dispositivo de gravação de alta capacidade instalado no Módulo Orbital, um detector da composição atmosférica e um sensor de microgravidade. Das novas experiências a bordo encontrava-se um sensor remoto de microondas, um instrumento de electrofusão e um detector de protões e iões pesados de alta energia. O sensor remoto de microondas levou a cabo observações dos oceanos, da atmosfera e do solo, sem ser influenciado pelas condições atmosféricas e de iluminação, dado que a radiação de microondas pode penetrar no coberto de nuvens e operar na escuridão. A monitorização do ambiente espacial e a previsão das suas alterações é um aspecto fundamental na segurança dos astronautas no espaço. Estas experiências seguem outras já levadas a cabo nas missões da Shenzho-2 e Shenzhou-3, estudando a alta atmosfera da Terra e recolhendo dados acerca do ambiente espacial à altitude da órbita da Shenzhou.

As experiências na área da Física dos fluidos e do estudo da fusão das células, realizaram o seu primeiro voo espacial. Mais importante do que a compreensão do comportamento teórico dos fluidos em microgravidade, tais como a dinâmica das gotas de fluído e da transferência de gás, é essencial para os engenheiros espaciais chineses compreenderem a sua aplicação prática no processamento de materiais e a sua utilização em soldagens.

No que diz respeito ao estudo da fusão das células, as experiências levadas a cabo na Shenzhou-4 debruçaram-se na pesquisa de macro moléculas biológicas, na separação das células e nas tecnologias de purificação. Foram levadas a cabo experiências para fundir dois conjuntos distintos de células (linfócitos-B e mielomas de ratos, e protoplastos de dois tipos de tabaco), patrocinado pelo Instituto de Fisiologia das Plantas e Ecologia dos Institutos para as Ciências Biológicas de Shanghai. A experiência baseou-se na emissão de um campo eléctrico para aproximar os dois grupos de células de forma a se ligarem e transferirem material celular (fusão). Quando as células entram em contacto umas com as outras, o dispositivo de electrofusão gera campos eléctricos para induzir caminhos microscópicos nas membranas celulares (processo de electroporosidade), permitindo assim a transferência de material celular (DNA, moléculas) para completar a fusão.

Segundo os especialistas chineses, a fusão de células de diferentes densidades é um processo difícil na Terra devido ao facto de ser complicado colocar as duas células no mesmo plano para a interacção. Porém, tal dificuldade desaparece num ambiente de microgravidade em órbita terrestre.

Ainda segundo os cientistas chineses, o sucesso na fusão das células em órbita pode permitir a extracção de anticorpos da hepatite-B a partir da secreção das células híbridas.

Um aspecto de realçar na missão da Shenzhou-4, e nas missões Shenzhou anteriores, é o transporte de manequins capazes de simular a presença de tripulantes a bordo da cápsula espacial, em vez de se recorrer à utilização de animais. Denominados como TaikoBot (os responsáveis chineses utilizam também a designação DAMH – Dispositivos Análogos do Metabolismo Humano), os manequins servem para avaliar a qualidade do ambiente interior da Shenzhou e obter dados relacionados com a pressão da própria atmosfera interior. A utilização de manequins em vez de animais, tal como fizeram os Estados Unidos e a União Soviética nos seus voos de ensaio para os voos tripulados por humanos, vem do facto destes países já há muito terem estabelecido que um organismo vivo pode sobreviver no espaço e regressar à Terra. Da mesma forma, a utilização de animais a bordo da Shenzhou não poderia ser útil para validar os requerimentos do sistema de suporte de vida para os futuros tripulantes da Shenzhou. O sistema de suporte de vida controla a pressão, a temperatura e a humidade, removendo o dióxido de carbono e outros gases nocivos, ao mesmo tempo que providencia alimentação, água potável e remove os produtos descartados.

O modo como os seres humanos respiram leva a um maior consumo de oxigénio do que no caso de um animal e, utilizando um manequim especialmente preparado para simular a respiração humana, pode-se obter com maior eficácoa uma quantidade de informação relacionada com este assunto do que utilizando uma cobaia animal.

O desenvolvimento dos TaikoBot foi iniciado nos anos 90 ao mesmo tempo que se dava início ao programa espacial tripulado. Factores como o volume, o peso e o consumo de energia, influenciaram no desenvolvimento destes manequins e os especialistas chineses tiveram de desenvolver métodos completamente inovadores para a sua construção. Os TaikoBot possuem a capacidade de simular funções básicas do metabolismo humano, além de simular sinais fisiológicos. Os similares do metabolismo humano consomem o oxigénio no interior da cabina e simulam os níveis de consumo e volume do consumo de oxigénio por um ser humano, simulando também os níveis de calor gerados por um ser humano ao radiar calor no interior do veículo. Em consequência, o sistema de controlo ambiental da cápsula leva a cabo um controlo ambiental da pressão do oxigénio e da temperatura no interior, tendo em conta os limites médicos necessários para a manutenção da vida. Da mesma forma, o dispositivo que simula os sinais fisiológicos gera os sinais dos ritmos cardíacos e respiratórios, da temperatura corporal e da pressão sanguínea, gerando as fontes primárias de dados para os dispositivos de monitorização a bordo.

Quando um TaikoBot ocupa um dos assentos da cápsula espacial, o seu posicionamento e centro de massa simulam na perfeição as condições de uma missão tripulada por humanos de forma a cumprir todos os pré-requisitos para o teste.

Os testes dos sistemas de controlo ambiental, protecção da vida e monitorização médica a bordo da Shenzhou foram fundamentais para o sucesso de todo o programa. Caso os sistemas não funcionassem na perfeição, os yuhangyuans não poderia tripular a nova caravela do espaço.

Após ser colocada na plataforma de lançamento, a Shenzhou-4 foi por várias vezes utilizada pela equipa de yuhangyuans para ensaiar os passos e procedimentos a levar cabo durante o lançamento. Os futuros astronautas chineses tiveram oportunidade de entrar no veículo e ficaram extremamente satisfeitos pelo ambiente interior e pelos sistemas da cápsula espacial.

Finalmente, e após semanas de rumores, a Shenzhou-4 era colocada em órbita por um foguetão CZ-2F Chang Zheng-2F no dia 29 de Dezembro às 1640:09,543UTC. Posteriormente, foi revelado que o lançamento estava previsto para ter lugar às 1640UTC do dia 28 de Dezembro, tendo sido adiado por 24 horas. O lançamento foi controlado a partir de um centro de controlo situado na cidade de Xi'na e, também, a partir de quatro navios de rasteio colocados nos Oceanos Atlântico, Pacífico e Índico, contando ainda com algumas estações de rasteio terrestres, nomeadamente na Namíbia.

A cápsula foi colocada numa órbita inicial com um apogeu de 331 km de altitude, um perigeu de 198 km de altitude e uma inclinação orbital de 42,4º. As informações fornecidas pelas autoridades chinesas logo após o lançamento, revelavam que a missão teria uma duração de 7 dias realizando 108 órbitas em torno da Terra. Após a inserção orbital, procedeu-se à abertura dos painéis solares e sete horas mais tarde, durante a quinta órbita, os parâmetros orbitais iniciais foram alterados para um apogeu de 337 km de altitude e um perigeu de 330 km de altitude, mantendo-se a inclinação orbital.

Após o lançamento da Shenzhou-4, Yuan Jiajun, Director Geral do programa espacial chinês, afirmou que a cápsula espacial tinha todas as condições para transportar astronautas a bordo e que era tecnicamente igual ao veículo que transportará os primeiros chineses para o espaço. A Shenzhou-4 encontrava-se equipada com controlo manual e sistemas de aterragem de emergência, além de levar a cabo o teste da performance, fiabilidade e segurança de outros sistemas.

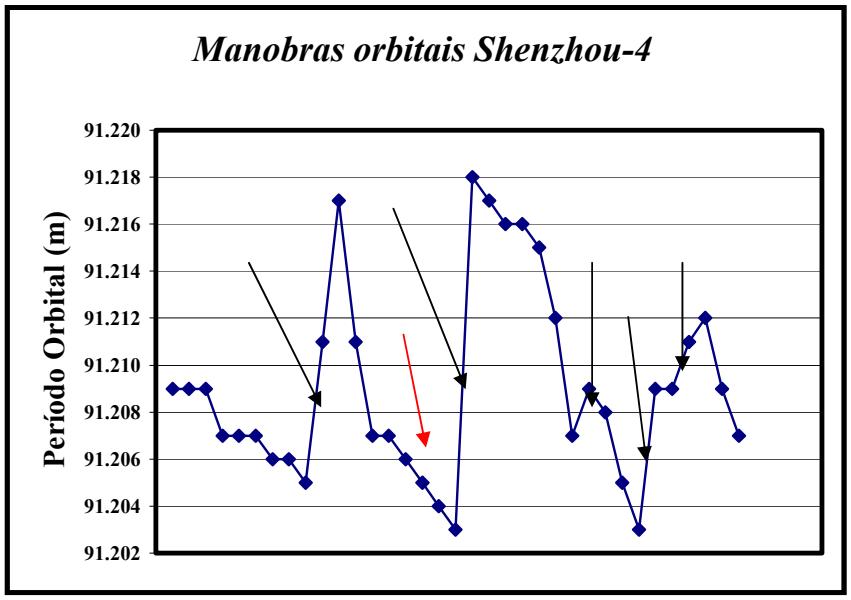
O painel de controlo da Shenzhou-4 encontrava-se equipado com sinais sonoros e sistemas de alarme para momentos chave e operações importantes durante o voo. Interessantemente, Jiajun referiu que as janelas da Shenzhou-4, tal como acontecerá com as suas sucessoras, são feitas de um novo material que permite a passagem da luz de forma a garantir que após a passagem pela atmosfera terrestre na reentrada, os astronautas possam observar claramente a zona de aterragem e decidir se deverão ou não aterrar nessa zona.

Diferentemente das anteriores Shenzhou, o quarto veículo da série poderia aterrar em Jiuquan, caso as condições atmosféricas não permitissem uma aterragem na Mongólia Interior. Em caso de emergência, um mapa do planeta, disponível a bordo do veículo, permitiria escolher o local de aterragem tirando partido de programas predeterminados.

A Shenzhou-4 levou também a bordo alguns materiais e artigos que serão utilizados pelos yuhangyuans durante as suas viagens espaciais. Sacos cama, alimentos, medicamentos e alguns instrumentos e utensílios individuais encontravam-se a bordo da cápsula espacial.

Durante o voo procedeu-se, por várias ocasiões, ao teste do sistema de comunicações do veículo e do sistema de transmissão de TV digital a bordo. No dia 1 de Janeiro de 2003, e quando passavam 9 minutos da chegada do novo ano, a Shenzhou-4 transmitiu uma mensagem desejando a toda a população da China um bom ano novo.

Às 1240UTC do dia 2 de Janeiro, quando a Shenzhou-4 se aproximava do Atlântico Sul, o navio de rasteio Yuanwang-3 retransmitiu um comando enviado pelo Centro de Controlo e Comando Aeroespacial de Beijing (CCCAB) para que a cápsula espacial levasse a cabo uma ignição de 5 segundos (na sua 61ª órbita) dos seus motores de manobra orbital. A queima dos motores da Shenzhou permitiu a alteração da órbita da cápsula espacial, alteração essa que foi reproduzida em animação no grande ecrã localizado no CCCAB.



O gráfico ao lado representa as alterações no período orbital da cápsula Shenzhou-4 durante a permanência em órbita terrestre. As setas indicam as alturas em que foram realizadas manobras orbitais, respectivamente a 31 de Dezembro de 2002, 2 de Janeiro, e entre 3 e 5 de Janeiro de 2003. De notar que o ritmo de decaída parece ser mais elevado por volta do dia 1 de Janeiro (seta vermelha) e que deverá corresponder à abertura dos painéis solares do Módulo Orbital. Este gráfico foi produzido com dados fornecidos por Ted Molczan e Philip Clark. Gráfico: Rui C. Barbosa.

Os dados enviados pela cápsula espacial indicavam que as condições ambientais no interior do veículo (temperatura, humidade e níveis de oxigénio e dióxido de carbono) eram as ideais, e que os ritmos cardíaco e respiratório bem como outros sinais de vida provenientes do TaikoBot a bordo eram normais.

Às 1028 UTC do dia 4 de Janeiro, a Shenzhou completava 92 órbitas em torno da Terra e, nas primeiras horas do dia 5 de Janeiro, as equipas de recuperação já se encontravam no terreno aguardando o regresso da Shenzhou-4 dentro de uma área com 60 km de comprimento e 36 km de largura, situada a 40 km de Hohhot, capital da Região Autónoma de Nei Mongol (Mongólia Interior).

As condições atmosféricas que aguardavam o regresso da Shenzhou-4 eram consideravelmente piores do que as registadas nas missões anteriores, com tempestades de neve e a temperatura a registar uma média de -20ºC (chegando aos -31ºC na noite de 4 para 5 de Janeiro). Toda a região se encontrava coberta por um manto branco de neve.

Após completar 108 órbitas em torno da Terra, a separação entre o Módulo de Descida e o Módulo Orbital dava-se às 1010:04UTC do dia 5 de Janeiro, com o Módulo de Descida da Shenzhou-4 a aterrar às 1116UTC num ponto situado a 40º51'N – 111º38'E, dentro da área anteriormente definida. A missão da Shezhou-4 teve uma duração de 6 dias e 18 horas.

No dia 10 de Fevereiro o Módulo Orbital, que se encontrava numa órbita com um apogeu de 346 km de altitude; perigeu de 331 km de altitude, inclinação orbital de 42,4º e período orbital de 91,3 minutos, executava uma manobra alterando a sua órbita, ficando com um apogeu de 364 km de altitude, perigeu de 359 km de altitude, inclinação orbital de 42,4º e período orbital de 91,3 minutos.

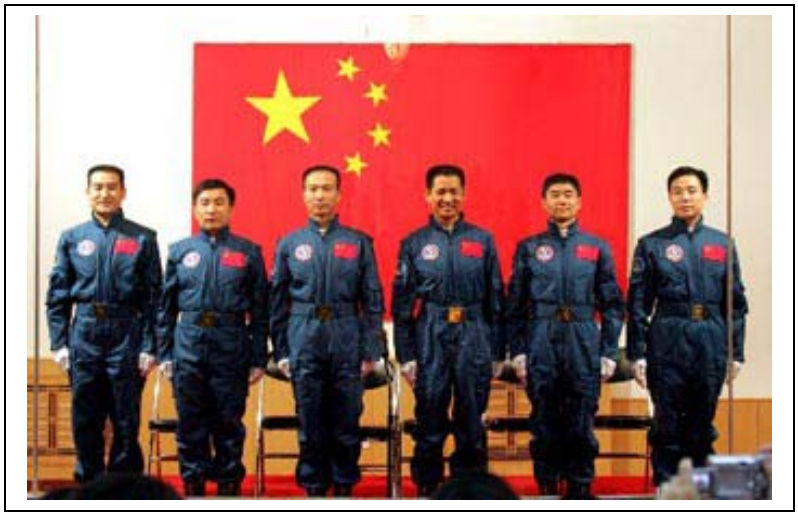
Após o regresso à Terra, o Módulo de Descida da Shenzhou-4 foi transportado para Beijing no dia 6 de Janeiro e, no dia 8, os técnicos espaciais chineses puderam finalmente abrir a escotilha de acesso ao interior e constatar o bom estado do veículo, podendo assim recolher os dados e materiais obtidos durante o voo espacial.

O primeiro voo espacial tripulado da China teria lugar às 0100:03,497UTC do dia 15 de Outubro de 2003, com o lançamento da Shenzhou-5 tripulada por Yang Liwei. A missão teria uma duração um pouco superior a 21 horas e serviria para demonstrar as capacidades do veículo espacial tripulado. Após a União Soviética e os Estados Unidos, a China tornava-se assim na terceira potência mundial a colocar um homem em órbita utilizando os seus próprios meios.

A equipa de yuhangyuans

Yuhangyuan, ou como dizer "astronauta" em chinês

por Chen Lan



A palavra 'yuhangyuan' é uma tradução directa de uma das três palavras que, em chinês, são usadas para referir "astronauta". A publicação chinesa *Aerospace China* começou a utilizar a palavra "taikonauta" no seu número de Janeiro de 2003, sendo a primeira vez que uma publicação oficial chinesa utiliza uma palavra para designar especialmente os astronautas chineses.

De facto, as palavras chinesas para "astronauta" constituem uma história linguística um pouco complicada. Vamos começar pelo princípio... o termo "Yu Hang Yuan" (separados todos os caracteres chineses por forma a mostrar as suas formas originais) tem sido utilizado desde o voo da Vostok-1. Assim, "Yu" significa "Yu Zhou" ("cosmos" ou "espaço"), "Hang" significa "Hang Xing" ("viagem") e "Yuan" significa o termo "ante" ("viajante"[9]). Ao mesmo tempo, Taiwan, Hong Kong e as populações chinesas fora da pátria começaram a utilizar a palavra "Tai Kong Ren". Aqui "Tai Kong" também significa "espaço" ou "cosmos", enquanto "Ren" significa "pessoa". Esta palavra foi introduzida na China continental nos anos 80 e é agora de uso muito popular. Por outro lado, em finais dos anos 70, foi introduzida uma nova palavra, "Hang Tian Yuan". "Hang Tian" é um novo termo oficial para viagem espacial. "Hang" é o primeiro carater de "Hang Xing", ou "viagem", e "Tian" significa "céu" – qualquer coisa acima do chão incluindo a atmosfera e o espaço. Muitas organizações chinesas receberam novas designações com o termo "Hang Tian" e agora quase todos os organismos espaciais chineses possuem este termo na sua designação.

Assim, na China, estas três palavras são utilizadas em comum:

a) O termo mais comum é "Yu Hang Yuan". É muito utilizado pelos meios de comunicação social.

b) O segundo termo mais comum é "Tai Kong Ren". É utilizado pelos meios de comunicação social e é a única palavra utilizada fora da China continental.

c) O terceiro termo "Hang Tian Yuan" é o termo oficial e é utilizado pelas organizações e organismos espaciais chineses e, algumas vezes, pelos órgãos de comunicação social.

Em português, as palavras "astronauta" e "cosmonauta" são utilizadas para referir respectivamente os viajantes espaciais dos Estados Unidos e da Rússia (anteriormente da União Soviética), e não existe nenhuma palavra para designar os viajantes espaciais chineses[10].

A publicação *Aerospace China* foi a primeira a utilizar a designação "taikonauta". Não sei se a utilização das palavras "yuhangyuan" ou "hangtianyuan" será alguma vez considerada, por serem palavras muitos «estranhas». Esta é a mesma razão pela qual se utiliza a palavra "taikonauta" – as duas palavras anteriores são muito compridas. Em chinês, são palavras muito bonitas, mas em português são terrivelmente feias... porém, este é o meu ponto de vista pessoal!!!

Os yuhangyuans

A equipa de yuhangyuans deverá ser composta por 14 homens, cujos nomes foram pela primeira vez divulgados pela revista alemã *Fliegerrevue*, em Maio de 2003. Os nomes agora conhecidos são:

[9] Nota do tradutor.

[10] A quando da primeira missão do cosmonauta Jean-Loup Chrétien a bordo da Soyuz T-6 (13292 1982-063A) Salyut-7, os franceses tentaram introduzir o termo "espaçonauta" para designar os seus viajantes do espaço (Nota do Editor).

- Chen Quan
- Deng Qingming
- Fei Junlong
- Jing Haipen
- Li Qinglong
- Wu Jie
- Liu Buoming
- Liu Wang
- Nie Haishen
- Pan Zhanchun
- Yang Liwei
- Zhai Zhigang
- Zhang Xiaoguan
- Zhao Chuandong

Estes homens pertencem assim ao que podemos denominar como Grupo-1, seleccionado em 19 de Novembro de 1999. Porém, pode dizer-se que existiram anteriormente dois grupos de yuhangyuans já seleccionados: o Grupo Shuguang[11], de 1970, e um Grupo-0, seleccionado em 1996 e formado por Li Qinglong e Wu Jie. Qinglong e Jie foram enviados para o Centro de Treinos de Cosmonautas Yuri Gagarin, na Cidade das Estrelas – Rússia, onde completaram o curso de cosmonauta, regressando posteriormente à China.

Segundo Mark Wade e de acordo com as fugas de informações que por vezes têm lugar para a imprensa mundial, existem três identidades que permanecem desconhecidas e isto baseado em informação escrita e fotográfica. Em Janeiro de 2003 alguns jornais publicados em Hong Kong identificaram Chen Long como sendo o piloto do primeiro voo espacial tripulado chinês. Nessa altura surgiu uma fotografia de um yuhangyuan numa sessão de treino em Janeiro de 2003 aquando do lançamento da Shenzhou-4. No dia 2 de Janeiro, o jornal *Sing Tao Daily* identificava o yuhangyuan pelo nome e referia que seria o único tripulante a bordo da Shenzhou-5. Teria sido também indicado que esse yuhangyuan teria tido um desempenho superior dentro do grupo de 14 yuhangyuans. Porém, alguns analistas ocidentais consideraram o nome "Chen Long" como uma forma incorrecta do nome "Qinglong", podendo ser uma má tradução ou uma forma cantonesa desse nome. De salientar que o yuhangyuan Li Qinglong já havia sido identificado em 1996. Quando, em Maio de 2003, foi publicada a lista dos yuhangyuans, o nome "Chen Long" não surgia nessa lista, o que de certa forma vem dar razão aos analistas ocidentais.

Nesta altura não estão disponíveis quaisquer dados biográficos sobre os yuhangyuan identificados, e mesmo os dados biográficos de Li Qinglong e Wu Jie são escassos, sabendo-se apenas que treinaram na Rússia.

O lançador CZ-2F Chang Zheng-2F e o Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan

O foguetão CZ-2F Chang Zheng-2F

O foguetão lançador CZ-2F Chang Zheng-2F é um veículo a dois estágios auxiliados no primeiro estágio por quatro propulsores a combustível líquido hipergólico. Tendo um comprimento de 62,0 metros e um diâmetro base de 3,4 metros, o CZ-2F é capaz de colocar 8.400 kg numa órbita terrestre a 185 km de altitude e com uma inclinação orbital de 57,0º em relação ao equador terrestre. No lançamento desenvolve uma força de 604.000 kgf e tem um peso de 464.000 kg. O CZ-2F deriva do lançador CZ-2E, tendo poucas diferenças externas e as modificações sofridas referem-se a melhoria dos sistemas redundantes e ao aumento da força do segundo estágio para poder suportar cargas relacionadas com o programa tripulado. Em português "Chang Zheng" significa "Longa Marcha".

Os propulsores laterais têm um peso por unidade de 41.000 kg, pesando 3.200 kg sem combustível. Desenvolvem 83.238 kgf no vácuo com um Ies de 291 s (Ies-nm de 261 s) e um Tq de 128 s. Têm um comprimento de 15,3 metros e um diâmetro de 2,3 metros. Estão equipados com um motor YF-20B que consome N_2O_4/UDMH.

O primeiro estágio tem um comprimento de 23,7 metros, um diâmetro de 3,4 metros, uma envergadura de 6,0 metros e um peso bruto de 196.500 kg, pesando 9.500 kg sem combustível. Desenvolve 332.952 kgf no vácuo, tendo um Ies de 289 s (Ies-nm de 261 s) e um Tq de 166 s. Está equipado com quatro motores YF-20B que consomem N_2O_4/UDMH.

O segundo estágio tem um comprimento de 15,5 metros, um diâmetro de 3,4 metros e um peso bruto de 91.500 kg, pesando 5.500 kg sem combustível. Desenvolve 84.739 kgf no vácuo, tendo um Ies de 298 s (Ies-nm de 260 s) e um Tq de 295 s. Está equipado com um motor YF-25/23 que consome N_2O_4/UDMH.

A história do CZ-2F remonta a Março de 1999 quando surgem os primeiros rumores acerca do lançamento de um veículo tripulado chinês no Projecto-921, lançado por uma versão melhorada do Chang Zheng-2E. Em Maio desse mesmo ano alguns jornais orientais relatam a ocorrência de um grave acidente no Centro Espacial de Jiuquan, com a explosão de um depósito de combustível que origina muitos mortos e atrasa o primeiro lançamento do programa. As primeiras fotografias do CZ-2F surgem na Internet no dia 9 de Junho de 1999, juntamente com a imagem do edifício de integração e montagem no Centro Espacial de Jiuquan. Então é referido que essas imagens foram obtidas em Maio de 1998 pela companhia de construção mongol a operar no complexo. Na altura muitos anunciaram que a fotografia era falseada, mas posteriormente verificou-se que tal não era verdade e que se tratara de uma fuga de informação intencional.

[11] Para a informação biográfica destes homens ver "Shuguang-1, o primeiro programa espacial tripulado chinês".

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Local de Lançamento	Carga
1999-061	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-1)	19-Nov-99	8:34:00	Jiuquan, SLS-R	Shenzhou-1 (25956 1999-061A)
2001-001	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-2)	9-Jan-01	17:02:00	Jiuquan, SLS-R	Shenzhou-2 (26664 2001-001A)
2002-014	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-3)	25-Mar-02	14:15:00	Jiuquan, SLS-R	Shenzhou-3 (27397 2002-014A)
2002-061	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-4)	29-Dez-02	16:40:09.543	Jiuquan, SLS-R	Shenzhou-4 (27630 2002-061A)
2003-045	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-5)	15-Out-03	1:00:03.497	Jiuquan, SLS-R	Shenzhou-5 (28043 2003-045A)
2005-040	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-6)	12-Out-05	1:00:03.583	Jiuquan, SLS-R	Shenzhou-6 (28879 2005-040A)

O Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan

O primeiro centro de lançamento de satélites da China é também conhecido como Shuang Cheng Tse. O Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan está localizado a 41º N – 100º E, na região de Jiuquan – região da Mongólia Interior, no Noroeste da China. Desde Jiuquan é possível atingir uma inclinação orbital máxima de 56,0º e uma inclinação orbital mínima de 40,0º.

Foi o primeiro local de testes e lançamento de mísseis e veículos espaciais. O aeroporto de Jiuquan está localizado a 75 km a Sul do local e uma linha de ferro liga-o directamente ao centro espacial. As instalações do complexo dão apoio a todas as fases da campanha de preparação de um lançamento espacial. Inclui o Centro Técnico, o Complexo de Lançamento, o Centro de Controlo de Lançamento, o Centro de Controlo e Comando da Missão, o sistema de abastecimento, os sistemas de detecção e rastreio, os sistemas de comunicações, os sistemas de fornecimento de gás, os sistemas de previsão meteorológica e os sistemas de suporte logístico.

Originalmente o centro espacial de Jiuquan foi utilizado para o lançamento de satélites científicos e recuperáveis para órbitas baixas ou de média altitude com altas inclinações orbitais.

Em 1999 o no Centro Sul (LA4) ficou operacional para ser utilizado para o lançamento dos foguetões pesados CZ-2E Chang Zheng-2E e CZ-2F Chang Zheng-2F. O centro é constituído por duas áreas, o Centro Técnico e o Centro de Lançamento. O Centro de Lançamento está localizado a 40º57,4' N - 100º 17,4' E com uma elevação de 1.073 metros de altitude. Uma torre umbilical com uma altura de 75 metros está equipada com um elevador à prova de explosões e a plataforma móvel tem um peso de 75.000 kg e tem um comprimento de 24,4 metros, uma largura de 21,7 metros e uma altura de 8,4 metros, movendo-se a uma velocidade máxima de 28 metros por minutos.

O Centro Técnico está localizado a 1,5 km de distância do Centro de Lançamento. O Centro Técnico inclui um edifício de processamento vertical com duas salas de processamento com um comprimento de 26,8 metros, uma largura de 28,0 metros e uma altura de 81,6 metros. Todos os edifícios importantes, incluindo o edifício de processamento vertical e uma área da torre umbilical, são locais com ar condicionado e de classe de limpeza 100,000.

O edifício de processamento vertical, que tem a designação de código 920-520, é o maior edifício de um único andar construído em betão armado. Possui também o telhado de betão armado mais alto (86,1 metros) e e mais pesado (13.000 t) do mundo.

O centro de Jiuquan possui três áreas de lançamento:

- Área de Lançamento n.º 2: está localizada a uma latitude de 41,3100º N e a uma longitude de 100,3050º E. Possui três plataformas de lançamento e o primeiro lançamento foi aí levado a cabo no dia 26 de Dezembro de 1966, com o último lançamento a ter lugar a 3 de Julho de 1994. No total foram realizados 41 lançamentos utilizando os foguetões CZ-1 Chang Zheng-1, CZ-2A Chang Zheng-2A, CZ-2C Chang Zheng-2C (plataforma localizada a uma latitude de 41,118º N e a uma longitude de 100,316º E), CZ-2D Chang Zheng-2D, DF-3 Dong Feng-3, DF-5 Dong Feng-5 e FB-1 Feng Bao-1.
- Área de Lançamento nº 3: está localizada a uma latitude de 41,1000º N e a uma longitude de 100,7800º E. Possui uma única plataforma de lançamento e o primeiro lançamento foi aí levado a cabo no dia 1 de Setembro de 1960, com o último lançamento a ter lugar a 27 de Outubro de 1966. No total foram realizados 9 lançamentos utilizando os foguetões DF-1 Dong Feng-1, DF-2 Dong Feng-2, DF-2A Dong Feng-2A e R-2.
- Centro Sul de Lançamentos: está localizada a uma latitude de 40,9581º N e a uma longitude de 100,2912º E, perto da cidade de Huxi Xincun. Possui uma plataforma de lançamento e o primeiro lançamento foi aí levado a cabo no dia 19 de Novembro de 1999, com o último lançamento a ter lugar a 29 de Dezembro de 2002. No total foram realizados 4 lançamentos utilizando os foguetões CZ-2F Chang Zheng-2F.

A construção do complexo foi iniciada em Junho de 1956, com a construção das linhas-férreas até ao local de ensaio de mísseis. O primeiro lançamento chinês de um míssil soviético R-2 deu-se em Setembro de 1960, com o míssil a atingir uma altitude de 100 km. O primeiro lançamento de um míssil R-2 construído pela China (modelo 1059) deu-se a 5 de Novembro de 1960.

A 21 de Março de 1962 teve lugar a primeira tentativa de lançamento do míssil DF-2 Dong Feng-2 que resultou num fracasso devido à fraca potência originada pelo motor. O primeiro teste com sucesso teve lugar a 29 de Junho de 1964.

No dia 27 de Outubro de 1966 foi levado a cabo o lançamento de um míssil DF-2 Dong Feng-2 equipado com uma ogiva nuclear de 20 kt. O míssil executou um voo de 800 km detonando a sua carga na zona de testes nucleares de Lop Nor.

O primeiro voo com sucesso do míssil DF-3 Dong Feng-3 tem lugar a 26 de Dezembro de 1966. Em 10 de Janeiro de 1970 é levado a cabo o primeiro teste sub orbital do foguetão CZ-1 Chang Zheng-1 e a 10 de Agosto de 1972 é levado a cabo o primeiro teste do foguetão FB-1 Feng Bao-1 que atinge uma altitude de 200 km num voo sub orbital.

A 18 de Maio de 1980 é levado a cabo o lançamento de um míssil DF-5 Dong Feng-5 que percorrer o máximo possível da sua trajectória desde Jiuquan até ao Sul do Oceano Pacífico num total de mais de 10.000 km. A cápsula de reentrada é recuperada pela Marinha Chinesa e alguns analistas norte-americanos acreditam que a cápsula foi o teste de um protótipo de um veículo tripulado.

O segundo voo espacial tripulado da China

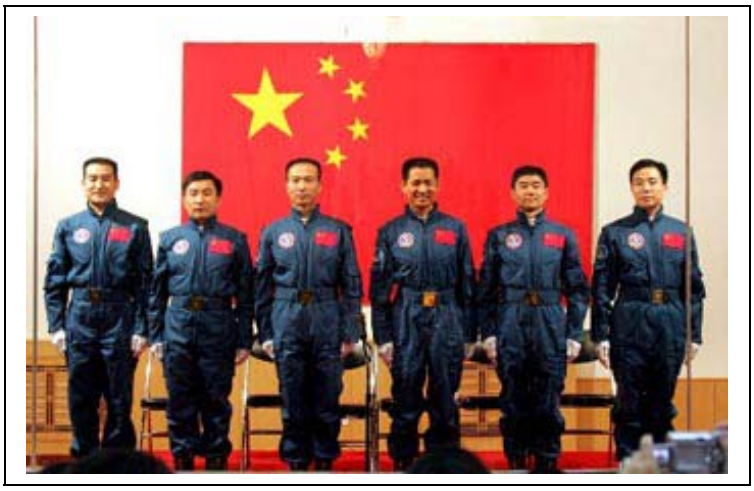
A 16 de Março de 2004 surge um artigo no Jornal do Povo que refere que o foguetão lançador que viria a ser utilizado na missão da Shenzhou-6 seria transportado para Jiuquan em Junho ou Julho de 2005. Na altura no artigo referia que a Shenzhou-6 iria transportar dois tripulantes num voo que duraria entre cinco a sete dias com o objectivo de testar as capacidades práticas do veículo. Segundo Liu Zhusheng, Desenhador-Chefe dos foguetões CZ-2F Chang Zheng-2F, o aumento do número de tripulantes e do tempo em órbita implicaria um aumento no peso dos alimentos e equipamento a bordo do veículo tripulado, o que requeria algumas modificações do foguetão para aumentar a sua capacidade de carga. Era também referido que a Shenzhou-6 pesaria mais de 8.000 kg em comparação com os 7.790 kg da Shenzhou-5, apontando a fiabilidade do lançador para os 97% (apesar de não ser revelado os critérios que foram levados em conta para este cálculo).

O artigo do Diário do Povo apontava ainda para o número de homens que se encontravam a treinar para a missão situando-os na casa dos 14.

Tal como aconteceu com a Shenzhou-5 esperava-se desde o início que o voo da Shenzhou-6 tivesse lugar em Setembro ou Outubro de 2005. Isto veio-se a confirmar a 12 de Maio de 2004 quando o jornal Diário do Povo referia que a segunda missão espacial tripulada da China teria lugar no Outono de 2005. Neste artigo era revelado que os dois tripulantes iriam pela primeira vez aceder ao módulo orbital da cápsula Shenzhou ao contrário da missão de Yang Liwei na qual só havia permanecido no módulo de regresso. Foi também revelado que a missão da Shenzhou-7 terá lugar antes de 2010 e será nesta missão que será levado a cabo a primeira actividade extraveícular realizada pelos yuhangyuans.

Durante Julho de 2004 foram vários os órgãos de comunicação social a referir que a missão da Shenzhou-6 teria lugar em 2005, sem no entanto darem uma data específica para o voo.

A confirmação oficial do número de tripulantes a bordo da Shenzhou-6 surgiu a 14 de Outubro que a edição on-line do Diário do Povo refere as palavras de Liu Daxiang, pertencente à Academia de Engenharia da China, que a cápsula transportaria dois homens em 2005. Entretanto a 15 de Outubro a mesma fonte na Internet refere que os yuhangyuans em treino para a missão Shenzhou-6 utilizavam os mesmos simuladores que haviam sido utilizados para os treinos da missão Shenzhou-5. Porém, estes simuladores haviam sido actualizados para suportar as necessidades de uma tripulação.



Tal como havia acontecido durante os meses que antecederam a missão Shenzhou-5, os rumores sobre os candidatos para a missão Shenzhou-6 também surgiram na imprensa. A 16 de Outubro o portal *SpaceDaily* referia que Yang Liwei, o primeiro chinês a viajar no espaço, também se encontrava no grupo que treinava para a Shenzhou-6 sem no entanto revelar o nome de qualquer outro yuhangyuan.

A antecipação da missão nunca foi esmorecida pela imprensa estatal chinesa que de tempos a tempos emitia notícias sobre a futura missão. Isto aconteceu a 1 de Novembro quando a agência *Xinhua* emitia um despacho intitulado (no original em inglês) "*China plans to send 2 men to space in 2005*". Na verdade o artigo não traz qualquer nova revelação acerca da missão referindo que esta será tripulada por dois homens e que terá uma duração de cinco dias, salientando que a cápsula é capaz de orbitar a Terra por sete dias. O artigo refere, sem especificar, que os tripulantes irão levar a cabo várias experiências no interior do módulo orbital que depois será deixado em órbita terrestre. Os cientistas teriam optimizado a configuração do veículo para reduzir o seu peso e para tentar melhorar a performance do equipamento de bordo. As notícias da agência *Xinhua* encontram eco em reportagens posteriormente feitas pela *BBC On-line* e pelo portal *SpaceDaily*.

A 3 de Novembro a agência *Xinhua* volta a referir a missão Shenzhou-6 desta vez para dar conta de que os fatos espaciais que serão utilizados pelos dois tripulantes serão mais leves e removíveis. Desta vez é referido que os tripulantes da Shenzhou-6 teriam à sua disposição 50 tipos distintos de comida espacial.

A 21 de Dezembro a televisão estatal chinesa mostrou imagens únicas do treino dos seus yuhangyuans para a missão Shenzhou-6 durante um voo de simulação de gravidade zero. Nas imagens eram visíveis vários homens envergando fatos espaciais treinando num modelo da Shenzhou-6 e mostrando a bandeira nacional chinesa ao mesmo tempo que um par de pandas de peluche flutuavam em frente das câmaras. A 23 de Dezembro a agência *Reuters* referia que a Shenzhou-6 seria lançada no mês de Setembro de 2005, dando já indicações, e citando o semioficial *China News Service*, de que Yang Liwei não faria parte da tripulação. Esta notícia da *Reuters* serviria de base para um artigo no portal *SpaceDaily* e seria confirmada no dia seguinte pela agência *Xinhua* ao referir a data do lançamento como Setembro de 2005.

O teste dos sistemas de fornecimento de energia e do sistema de propulsão da Shenzhou-6 decorreu durante o mês de Janeiro de 2005, segundo um despacho da agência *Xinhua*. Neste despacho era também referido que a montagem dos componentes principais do veículo espacial já se encontrava terminada.

O treino dos yuhangyuans para a Shenzhou-6 decorreu sem problemas e terá entrado numa nova fase em finais de Fevereiro quando grupo foi reduzido para 10 elementos que constituíam cinco pares de dois homens. Segundo a agência *Xinhua* cerca de um mês antes da missão dois pares com as piores notas de avaliação seriam desqualificados, mas não seria decidido até ao último minutos quem iria levar a cabo o voo. Em princípios de Julho o número de yuhangyuans em treino para a missão havia sido reduzido para seis ao mesmo tempo que cada vez mais se falava no mês de Outubro para o lançamento da missão. A confirmação desta data chegou a 15 de Julho com um artigo publicado pela agência *Xinhua* que referia que o treino dos tripulantes para a missão entrara numa fase mais especializada com os yuhangyuans a aprenderem a reparar falhas técnicos e a lidar com situações de emergência em órbita.

Sendo um programa orientado pelos militares, o voo da Shenzhou-6 foi sempre origem de rumores durante toda a sua fase de preparação. As autoridades chinesas tiveram sempre o maior cuidado em divulgar os pormenores dos preparativos deixando apenas escapar o necessário e suficiente para que os rumores não apontassem qualquer problema nos preparativos. A 7 de Setembro um artigo publicado no portal *SpaceDaily* indicava uma possível surpresa no lançamento da Shenzhou-6 afirmando ser possível um lançamento surpresa no mês e Setembro. Por esta altura os técnicos e especialistas chineses encontravam-se a levar a cabo os testes finais no veículo e o artigo afirmava que a data de lançamento seria ajustada dependendo dos resultados desses testes. No entanto seria possível que o lançamento pudesse ter lugar mais cedo do que o previsto. O autor do artigo, Morris Jones, apontava que os especialistas chineses se haviam tornado mais eficazes nos preparativos e que a Shenzhou-6 se teria tornado num veículo menos problemático do que a sua antecessora.

O lançamento da Shenzhou-6 também poderia ser influenciado por razões de política internacional com a China a ter um papel activo em muitas frentes diplomáticas que variavam entre as polémicas relativas às quotas de exportação dos seus produtos têxteis para a Europa até ao possível retorno às conversações com a Coreia do Norte sobre o seu programa nuclear. O lançamento da Shenzhou-6 seria assim antecipado como uma forma de melhorar a imagem da China a nível mundial. Por outro lado, o encontro entre o Presidente chinês Hu Jintao e o Presidente dos Estados Unidos George W. Bush, poderia ser uma razão para antecipar o lançamento na nova missão tripulada da China.

A 12 de Setembro é anunciado que o lançamento da Shenzhou-6 teria lugar após as comemorações do Dia Nacional da China que se prolongariam entre 1 e 7 de Outubro. Os preparativos decorriam sem problemas e por esta altura os oficiais técnicos que supervisionariam o lançamento e a missão já haviam chegado à base de lançamento de Jiuquan. Entretanto, a 18 de Setembro, confirmava-se que Yang Liwei não fazia parte do grupo final de yuhangyuans escolhidos para a missão.

Vários analistas a nível mundial levaram a cabo cálculos que permitiam por esta altura ter uma ideia sobre a possível data do lançamento da Shenzhou-6. O analista Philip Clark da *Molniya Space Consultancy* através do seu *Worldwide Satellite Launches 2005* (Edição de 8 de Agosto, página 8), publicava uma série de dados que permitiam estimar a data e hora aproximada do lançamento da Shenzhou-6.

Os voos das Shenzhou-2, Shenzhou-3, Shenzhou-4 e Shenzhou-5 utilizaram essencialmente as mesmas altitudes orbitais e após uma manobra inicial entraram numa órbita repetitiva: na Shenzhou-3, Shenzhou-4 e Shenzhou-5 a manobra teve lugar aproximadamente 7 horas após o lançamento. Se a Shenzhou-6 viesse a ter o mesmo perfil de voo a duração da missão seria de 115 horas 32 minutos (4 dias 19 horas 32 minutos), com um erro possível nesta estimativa de /- 2 minutos (Phillip Clark, "*Predicting Shen Zhou 6 launch times*", *Spaceflight*, vol 47, n.º 3, Março 2005, página 115).

A aterragem da Shenzhou-5 foi programada para ter lugar poucos minutos antes do nascer do Sol na região de Dorbod Xi e se o mesmo fosse programado para a Shenzhou-6, então a hora de lançamento poderia ser calculada. No dia 16 de Outubro

de 2006 o nascer do Sol em Dorbod Xi teria lugar às 0627 Hora de Pequim (que é a mesma hora local em Dorbod Xi): logo a hora de lançamento correspondente será aproximadamente 1100 Hora de Pequim do dia 11 de Outubro de 2005 (0300UTC).

Se o lançamento ocorrer mais cedo ou mais tarde do que o dia 11 de Outubro, então as horas correspondentes para o nascer do Sol em Dorbod Xi serão (Hora de Pequim):

Dia	Hora prevista de lançamento (Hora de Pequim)	Hora prevista de lançamento (Hora UTC)
1 de Outubro	6:08	22:08 (30 de Setembro)
6 de Outubro	6:13	22:13 (5 de Outubro)
11 de Outubro	6:20	22:20 (10 de Outubro)
16 de Outubro	6:27	22:27 (15 de Outubro)
21 de Outubro	6:34	22:34 (20 de Outubro)
31 de Outubro	6:46	22:46 (30 de Outubro)

Por outro lado, muitos analistas questionavam-se sobre a identidade dos possíveis yuhangyuans seleccionados para a missão. O analista Rex Hall fez então notar que quatro nomes haviam surgido em vários sítios da Internet para a tripulação principal e tripulação suplente. Estes nomes eram Nie Haishen, Zhai Zhigang (ambos se encontravam no grupo final de selecção para a Shenzhou-5), Li Qinglong e Wu Jie. Foram publicadas fotografias de Wu Jie e Nie Haishen a levarem cabo treinos como integrados na mesma tripulação, mas alguns sítios da Internet sugerem que os dois nomes para a Shenzhou-6 serão Wu Jie e Zhai Zhigang (tripulação principal), e Li Qinglong e Nie Haishen (Tripulação suplente).

A 25 de Setembro era referido que o lançamento teria lugar às 0300UTC do dia 13 de Outubro, mas que a hora poderia se alterada devido às condições atmosféricas ou devido a problemas nos preparativos para o voo. Por esta altura, e segundo o *China News Service* citado pelo portal *SpaceDaily*, o lançador CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-6) já se encontrava na plataforma de lançamento.

Os nomes dos potenciais tripulantes da Shenzhou-6 surgiam a 28 de Setembro com várias fontes a serem eco da imprensa estatal chinesa ao referirem os nomes de Zhai Zhigang e Nie Haisheng como os mais prováveis a bordo do segundo voo espacial chinês. Os dois homens constituiriam assim uma das três equipas de yuhangyuans em treino para a missão.

O portal *SpaceDaily* indicava a 5 de Outubro que a confirmação oficial da data de lançamento apontava o dia 13 de Outubro pelas 0300UTC como o dia e hora do lançamento da Shenzhou-6, citando Jiang Jingshan da Academia de Ciências da China. A mesma fonte indicava que a tripulação para a missão já havia sido seleccionada sem no entanto revelar os seus nomes nesta altura.

À medida que a data de lançamento se aproximava surgiam mais notícias sobre a missão. A agência *Xinhua* referia a 8 de Outubro que o lançamento poderia ser adiado devido à aproximação de uma corrente fria que afectava a área de Jiuquan. Porém, a 10 de Outubro as notícias emitidas pela *Xinhua* referiam que o lançamento estava eminente e no dia seguinte a data de lançamento era estabelecida pela mesma agência noticiosa entre os dias 12 e 15 de Outubro. De forma surpreendente no final do dia 11 de Outubro é emitido um comunicado referindo que o lançamento teria lugar na manhã do dia 12 de Outubro e a confirmação dos nomes dos dois tripulantes refere Fei Junlong e Nie Haisheng. Três pares de yuhangyuans são apresentados, sendo eles (para além dos membros da tripulação) Zhai Zhigang e Wu Jie, e Liu Boming e Jing Haipeng

O início do abastecimento do foguetão lançador teve lugar na tarde do dia 11 de Outubro. O lançamento da Shenzhou-6 acabaria por ter lugar às 0100:03,583UTC do dia 12 de Outubro. Ao contrário do que havia acontecido com a Shenzhou-5, o lançamento da Shenzhou-6 foi transmitido em directo pela televisão estatal chinesa revelando assim a confiança no sistema espacial. A emissão da CCTV mostrou um grande número de técnicos e oficiais chineses reunidos numa grande sala de controlo à medida que a contagem decrescente decorriam prestando atenção aos diferentes aspectos técnicos do lançador e da cápsula tripulada. Câmaras montadas no interior e no exterior do foguetão CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-6) e da Shenzhou-6, mostraram diferentes perspectivas da ascensão até à entrada em órbita terrestre. A separação da torre do sistema de emergência ocorreu a T+120s (1002UTC) e a separação dos quatro propulsores laterais de combustível líquido teve lugar a T+2m 16s (1002UTC). A separação do primeiro estágio ocorreu a T+2m 39s. Após a entrada em órbita terrestre procedeu-se à abertura dos seus quatro painéis solares. Os dois tripulantes referiram sentir-se bem.

Após entrar numa órbita elíptica em torno da Terra com um apogeu a 350 km de altitude e um perigeu a 250 km de altitude, a Shenzhou-6 circularizou a sua órbita às 0750UTC. Esta manobra fez com que a Shenzhou-6 viesse a repetir o mesmo perfil orbital no terceiro e quinto dia de voo. Numa órbita circular é também mais fácil estabelecer um plano para um regresso de emergência à Terra caso surja algum problema no decorrer da missão.

Algum tempo após entrarem em órbita terrestre Fei Junlong e Hai Hashen tomaram um pequeno-almoço de frutos, bolachas e água, utilizando utensílios que não estiveram disponíveis para Yang Liwei na missão Shenzhou-5. Na alimentação que foi seleccionada para a missão teve-se em conta as preferências dos dois tripulantes, havendo também pratos tradicionais chineses tais como «porco com sabor a peixe» (*yuxiang rousi*) e «fatias de galinha com amendoim» (*gungbao jiding*).

Logo após o lançamento da Shenzhou-6 as autoridades espaciais chinesas procederam à activação do sistema de recuperação da cápsula no solo. Este sistema, em vez de ser activado quando a cápsula regressa e aterra, inicia a sua operação logo após o lançamento prevenindo assim as forças de recuperação em caso de algum regresso de emergência à Terra. O sistema é constituído na realidade por cinco sub-sistemas, nomeadamente o sub-sistema principal e auxiliar, o sub-sistema de salvamento em aterragem de emergência, o sub-sistema de salvamento no mar, o sub-sistema de comunicação e o sub-sistema de assistência médica aos tripulantes.

Tendo como base as possibilidades de falha do veículo e as condições geográficas das sete províncias sobrevoadas durante a ascenção orbital, foram estabelecidas quatro estações de aterragem de emergência em Jiuquan, Yinchuan, Yulin e

Handan (todas no noroeste e no norte da China), além de outras três estações de emergência no Mar Amarelo, no Mar da China Este e no Oceano Pacífico.

Em órbita

Nove horas após o lançamento os dois tripulantes entraram pela primeira vez no módulo orbital da Shenzhou-6. De recordar que durante o pioneiro voo de Yang Liwei, este nunca deixou o espaço da cápsula de regresso e nunca despiu o seu fato pressurizado. Por seu lado, Fei e Haisheng tiveram a oportunidade de despir os seus fatos pressurizados e envergar uma roupa mais confortável. A entrada no módulo orbital permitiu assim aos dois yuangyuans levar a cabo experiências e pesquisas científicas.

No segundo dia da sua missão Nie Haisheng celebrou o seu 40º aniversário em órbita recebendo cumprimentos dos seus familiares e do centro de controlo de voo. Neste dia os dois homens testaram a estabilidade da cápsula ao abrir r fechar a escotilha de acessp ao módulo orbital e movendo-se no interior do veículo.

Durante a missão as autoridades espaciais chinesas revelaram alguns pormenores relativos ao desenvolvimento das cápsulas Shenzhou, nomeadamente o facto de que nas missões Shenzhou-1 até à Shenzhou-3 havia sido detectada uma grande quantidade de gases no interior dos veículos. Não foi no entanto revelada a natureza dos gases em questão, mas o problema acabou por ser resolvido na missão Shenzhou-4 abrindo assim caminho para a primeira missão espacial tripulada.

No dia 13 de Outubro foi levado a cabo com sucesso o último ensaio dos procedimentos de recolha por parte das equipas de resgate no solo. O último exercício ensaiou todos os procedimentos de recolha da cápsula durante a noite. Quatro helicópteros levantaram voo pelas 1040UTC a partir do local de aterragem, simulando a busca de uma cápsula. O primeiro veículo de resgate terá aterrado às 1200UTC a menos de 50 metros do presumível local de aterragem. Pelas 1202UTC as equipas de apoio ajudavam os dois tripulantes a abrir a escotilha de acesso à cápsula e pelas 1205UTC os dois homens encontravam-se já no helicóptero para serem observados por equipas médicas. Este exercício teve como objectivo melgorar as capacidades de busca e salvamento, garantindo assim a segurança dos yuangyuans.

No quarto dia de missão os dois tripulantes levaram a cabo um conjunto de 'experiências orbitais e ergonómicas' que forneceram uma enorme quantidade de dados. Os dois homens continuaram também a fazer alterações nos fatos espaciais utilizados de forma a avaliar as suas performances em órbita. Foram também levados a cabo testes ergonómicos que se destinaram a proporcionar informações relevantes para melhorar o equipamento e produtos relacionados com a cápsula espacial e com os seus futuros tripulantes. Ao se movimentarem entre o módulo de regresso e o módulo orbital, os dois homens analisaram os impactos mútuos em cada módulo e estudaram as características e leis dos movimentos, bem como as suas tendências fisiológicas e padrões de movimento. Foram também levados a cabo testes citológicos e no âmbito das ciências da vida, estudando também o impacto no corpo humano do ambiente de ausência de peso.

Regresso à Terra

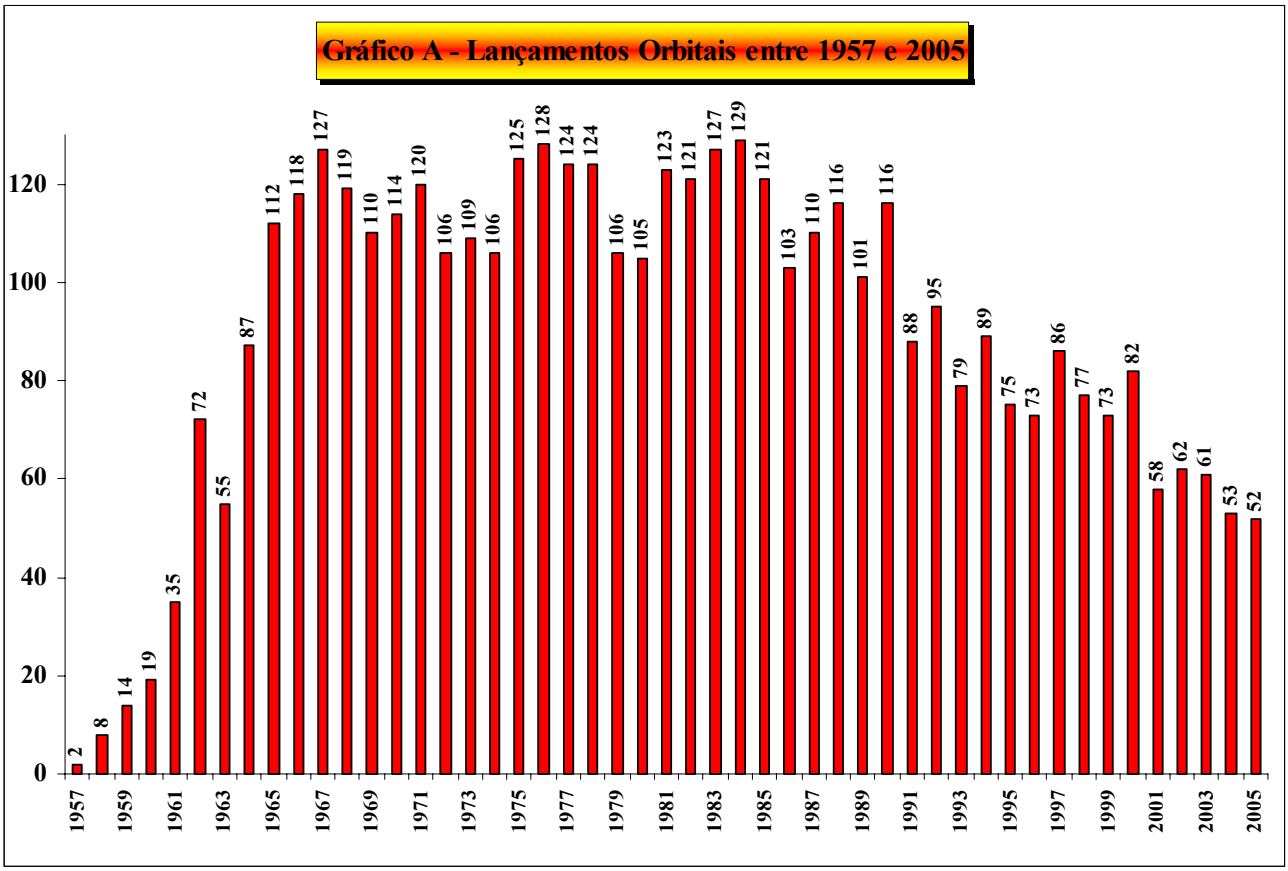
No dia 16 de Outubro estavam fibalizados os preparativos para o regresso da Shenzhou-6 por parte das equipas de recolha na região de Sijiwang, Mongólia Interior. Segundo o principal responsável pelo sistema de recolha, Hou Ying, citado pela agência Xinhua, foram levados a cabo melhoramentos contínuos no principal local de aterragem para garantir que as equipas de recolha fossem capazes de chegar à cápsula ccinco minutos após a aterragem. Para além de proporcionar apoio aos dois tripulantes, o sistema de recolha deve detectar e medir a trajectória do módulo de reentrada antes e após a zona durante a qual não é possível qualquer comunicação com o veículo, procurar e recolher mensagens provenientes da cápsula e enviar com precisão instruções de controlo à medida que forem sendo necessárias. O sistema deve também procurar o módulo de reentrada e proporcionar ajuda aos seus tripulantes (a nível médico e garantir os primeiros socorros, enviando-os para um hospital designado caso seja necessário). As telecomunicações entre o local de aterragem e o centro de comando e controlo em Pequim devem ser devidamente garantidas ao mesmo tempo que deve proporcionar previsões regulares dos indicadores atmosféricos abaixo dos 25 km de altitude na área do local de aterragem e nos outros locais secundários.

O último dia de voo foi dedicado a preparar o veículo para o seu regresso e aterragem. Os dois tripulantes envergaram os seus fatos espaciais pressurizados e prepararam-se para o regresso à Terra. Pelas 1942UTC o navio de rastreio Yuanwang-3 começava a receber os sinais provenientes da Shenzhou-6 certificando-se que o veículo se havia colocado na atitude correcta para a retro-travagem. A separação do módulo orbital tinha lugar às 1944UTC. Este módulo permaneceria em órbita servindo como plataforma de observação da Terra. A manobra de retro-travagem tinha lugar às 1945UTC com os motores principais da Shenzhou-6 a serem activados. Pelas 1948UTC terminava a queima dos motores com a Shenzhou-6 já numa trajactória que a faria reentrar na atmosfera terrestre. O módulo de serviço separava-se às 2007UTC destruindo-se na reentrada atmosférica.

Às 2020UTC o módulo de reentrada havia terminado a sua travagem aerodinâmica e encontrava-se já a viajar a uma velocidade subsónica. A abertura do pára-quedas principal ocorria de seguida. Às 2023UTC ocorria a separação do escudo de protecção térmica expondo os motores de combustível sólido localizado na base da cápsula, bem como o altímetro que emitiria o sinal para a ignição destes motores milissegundos antes do impacto no solo. A aterragem da Shenzhou-6 ocorria às 2032:50UTC.

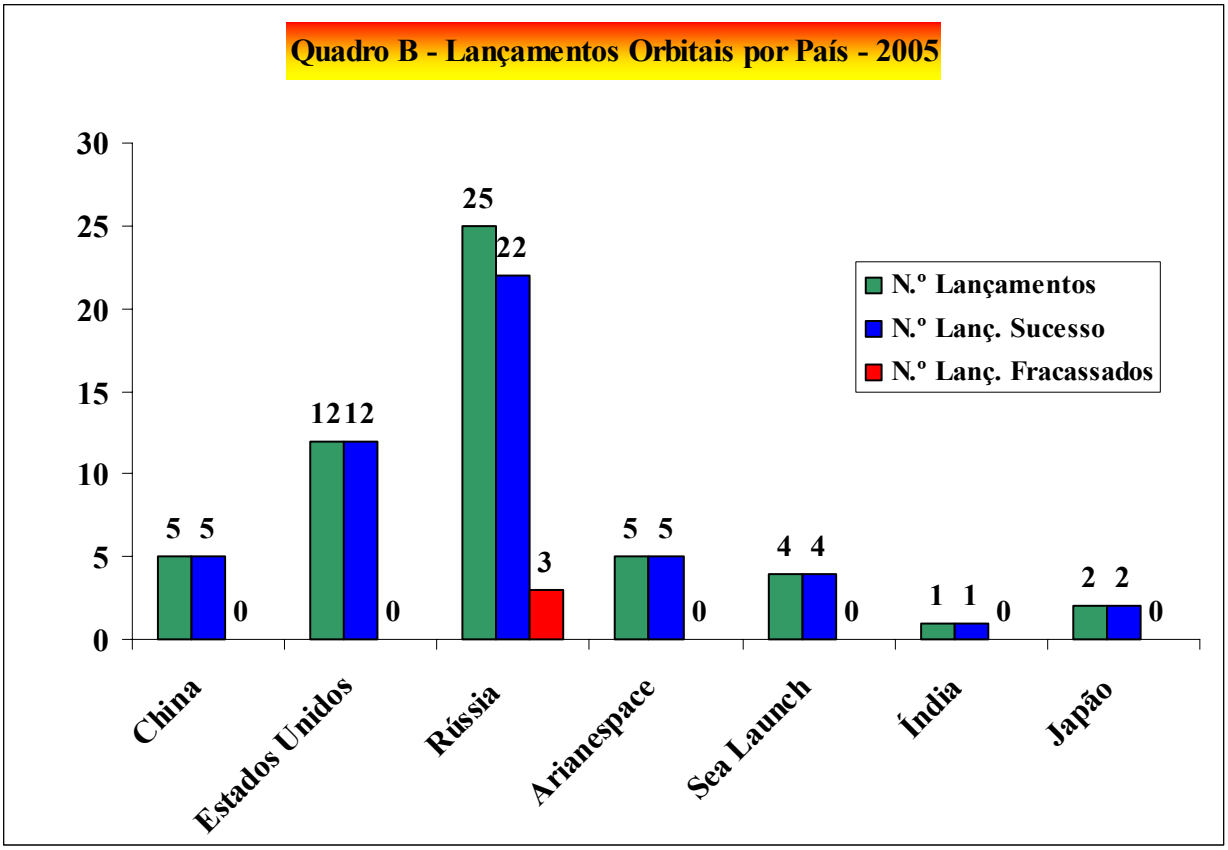
Estatísticas dos Lançamentos Orbitais de 2005

Em comparação com os últimos anos 2005 fica registado como um dos anos nos quais o número de lançamentos orbitais foi mais baixo sendo necessário recuar até 1961 para termos um ano com um total de lançamentos orbitais inferior (35), como se pode verificar no Gráfico A ("Lançamentos Orbitais"). De salientar que em 1961 estávamos ainda no início da Era Espacial.



Ao observar o Gráfico A podemos notar o declínio que o número total de lançamentos tem vindo a sofrer verdadeiramente desde o período de 1987/1988 (exceptuando 1990). No entanto se tivermos em conta os lançamentos orbitais falhados em 2005, este ano poderá marcar o ponto de viragem no que diz respeito ao número de lançamentos orbitais efectuados.

Verifica-se também que apesar da crónica crise económica que atinge a Rússia, esta consegue mais uma vez manter um número de lançamentos superior ao dos Estados Unidos, como se pode verificar nos Gráfico B ("Lançamentos Orbitais por País – 2004"), no Gráfico C ("Lançamentos Orbitais por País em percentagem – 2004") e Gráfico D ("Lançamentos Russos e Americanos desde 1957).


Quadro B - Lançamentos Orbitais por País - 2005
30
25
20
15
10
5
0
5 5 0
12 12 0
25 22 3
5 5 0
4 4 0
1 1 0
2 2 0
N.º Lançamentos
N.º Lanç. Sucesso
N.º Lanç. Fracassados
China
Estados Unidos
Rússia
Arianespace
Sea Launch
Índia
Japão

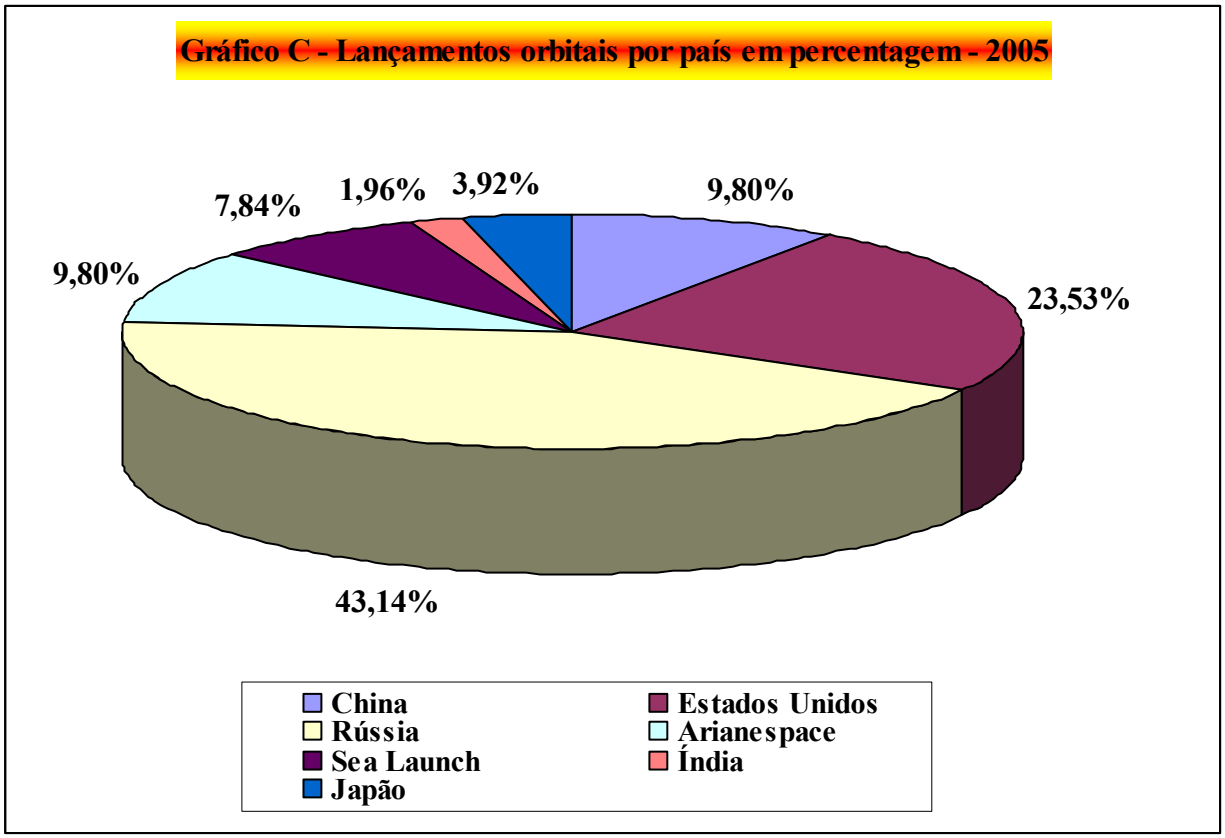
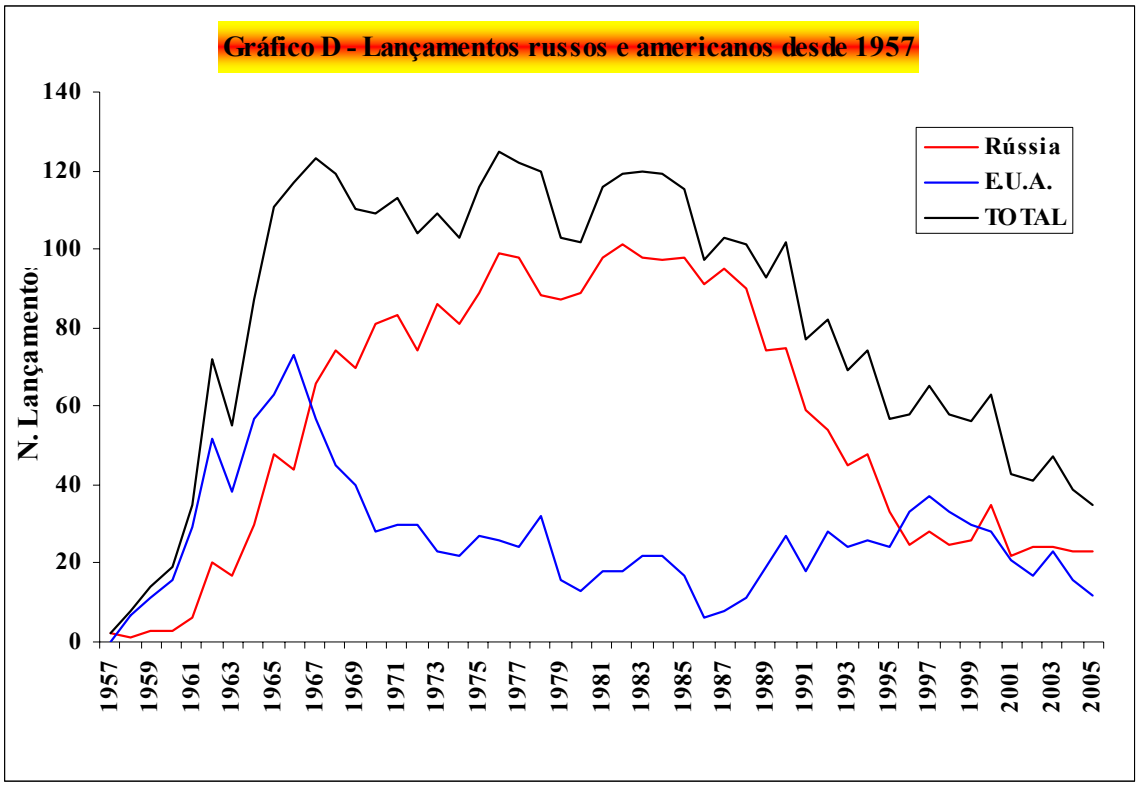
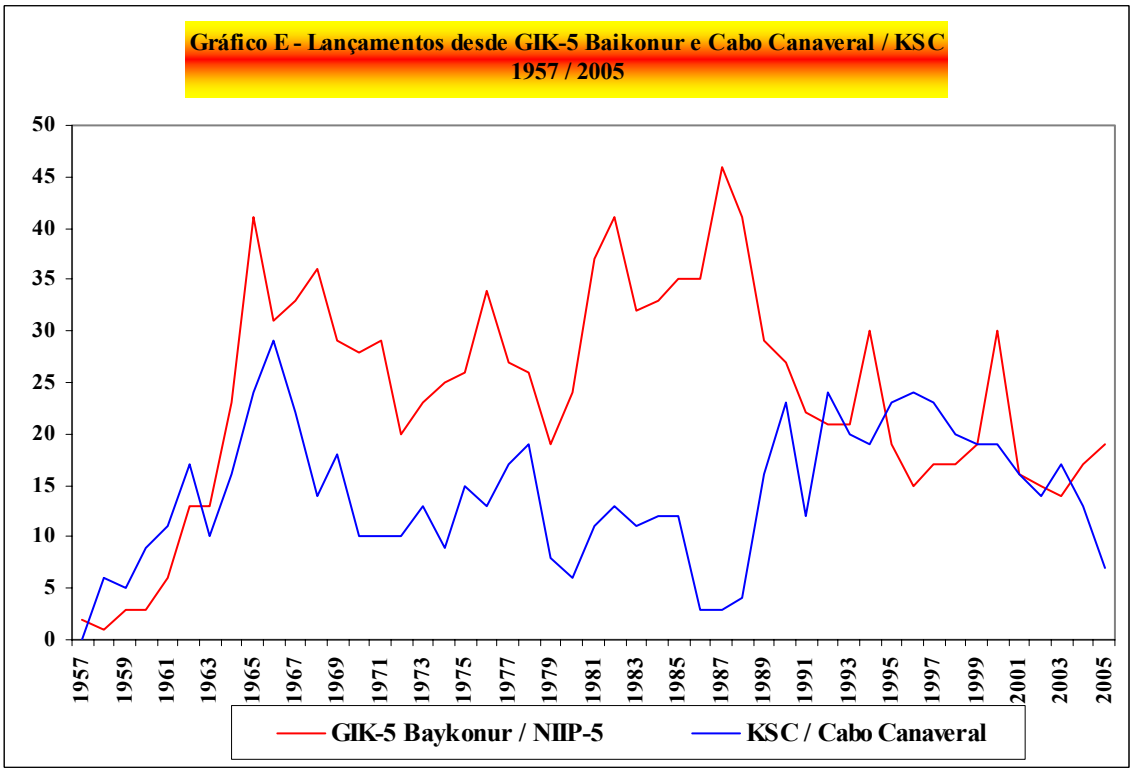


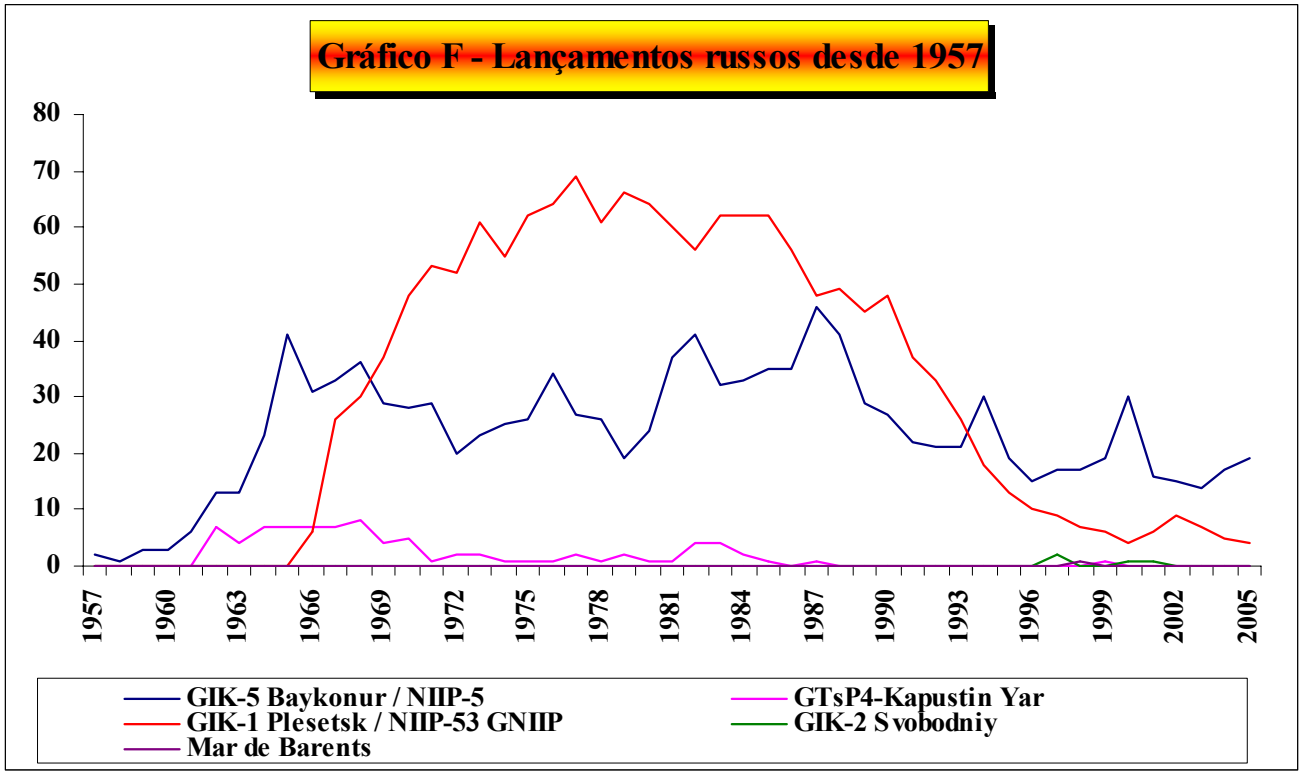
Gráfico C - Lançamentos orbitais por país em percentagem - 2005
7,84%
1,96%
3,92%
9,80%
9,80%
23,53%
43,14%
China
Estados Unidos
Rússia
Arianespace
Sea Launch
Índia
Japão

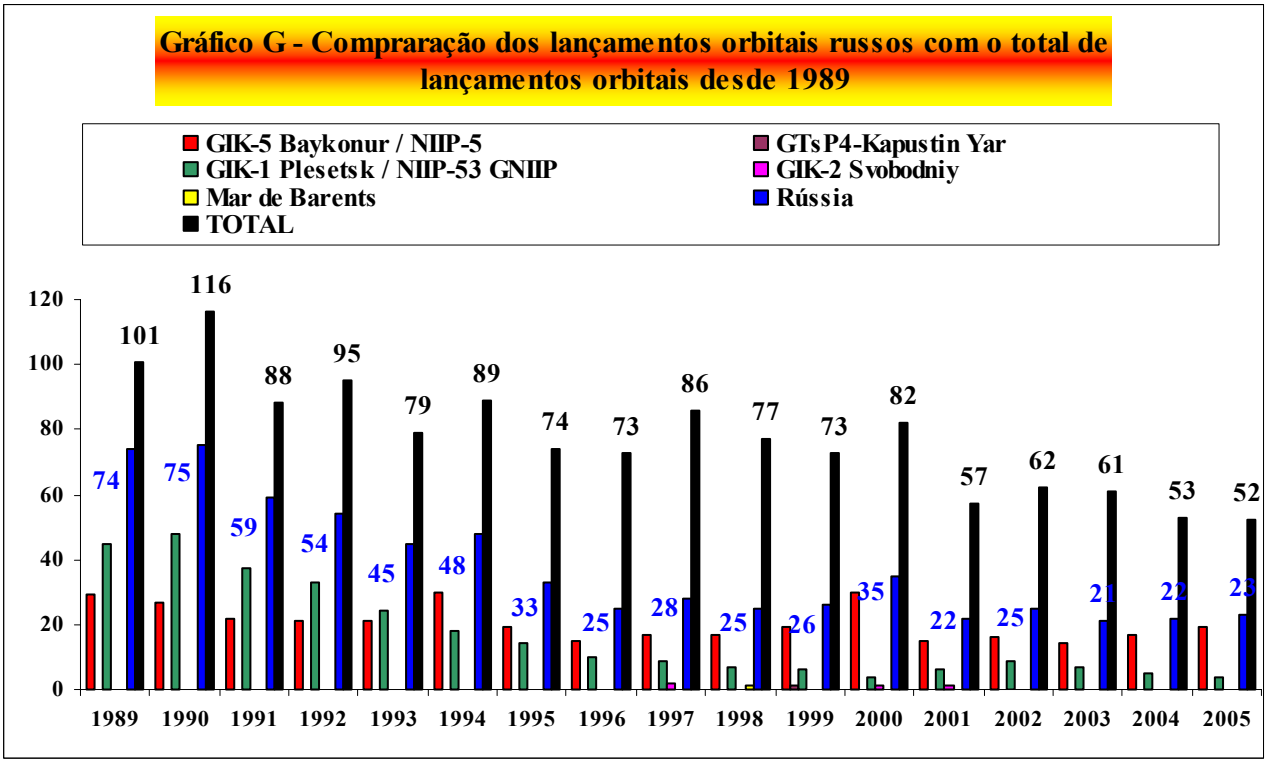


Se compararmos o número de lançamentos realizados desde o Cosmódromo de Baikonur e o Cabo Canaveral (incluindo o Centro Espacial Kennedy – KSC), verifica-se uma considerável diferença entre estes dois polígonos de lançamento (Baikonur, 19 lançamentos; Cabo Canaveral / KSC, 7 lançamentos), como se verifica no Gráfico E ("Lançamentos desde GIK-5 Baikonur e Cabo Canaveral / KSC).



Desde o final da Guerra-fria que o número de lançamentos realizados desde o Cosmódromo GIK-1 Plesetsk tem diminuído, Gráfico F ("Lançamentos Russos desde 1957"). Ao contrário do que se possa pensar, o Cosmódromo de Plesetsk (1.496 lançamentos) é o local de lançamentos mais activo do planeta e não o Cosmódromo de Baikonur (1.163) ou o Cabo Canaveral / KSC (689). Comparativamente a 2004, Plesetsk registou menos 1 lançamento orbital (4 lançamentos). No futuro a Rússia deverá transferir todos os seus lançamentos para Plesetsk, Kapustin Yar ou Svobodniy.





Em relação às outras nações espaciais, de referir os 5 lançamentos orbitais por parte da China (menos 3 lançamentos do que em 2004), um único lançamento orbital levado a cabo pela Índia (tal como havia já acontecido em 2004), os 2 lançamentos orbitais por parte do Japão (após o falhanço do último lançamento do H-2A em 2004 o Japão voltou ao espaço), os 5 lançamentos orbitais levados a cabo pela *Arianespace* (ao consolidar a sua posição no mercado internacional do lançamento de satélites) e os 4 lançamentos orbitais levados a cabo pela *Sea Launch*.

Os 52 lançamentos orbitais registados em 2005 correspondem a 1,178% dos lançamentos ocorridos desde 1957.

Quanto às missões espaciais tripuladas registaram-se 4 voos com 2 pertencentes à Rússia, 1 à China e 1 aos Estados Unidos que regressaram por breves dias ao espaço após o acidente com o vaivém espacial OV-102 Columbia em Fevereiro de 2003.

As quatro missões tripuladas levadas a cabo correspondem a 1,626% do total de missões levadas a cabo desde 1961 (estes e os valores posteriores não levam em conta a missão STS-51L / Challenger).

O ano de 1980 foi o ano no qual a União Soviética levou a cabo mais missões espaciais tripuladas (a utilização da estação orbital Salyut-6 e o programa de cooperação Intercosmos proporcionaram a realização de várias missões tripuladas). Por seu lado, o período entre 1976 e 1980 não registou qualquer voo tripulado dos Estados Unidos, que se encontravam a preparar o vaivém espacial OV-102 Columbia para a sua primeira missão orbital em Abril de 1981. Com a utilização dos vaivéns, os Estados Unidos conseguiram levar a cabo um número máximo de voos tripulados em 1985 (9 voos), antes da tragédia do OV-099 Challenger em 1986 (ano no qual estavam previstas 15 missões tripuladas dos vaivéns espaciais). O número de voos tripulados dos Estados Unidos aumentou desde 1999 (3 voos), mas nos próximos anos não deveremos assistir a um aumento substancial pois o corte no orçamento da ISS e do programa tripulado em geral, prevê somente 4 missões tripuladas por ano e o aumento das permanências na ISS dos actuais quatro meses para seis meses à semelhança do que era levado a cabo na estação espacial Mir.

Nas missões que ocorreram em 2005 foram lançados para o espaço 15 seres humanos. Destes 2 pertenciam à Rússia (13,33%), 9 aos Estados Unidos (60,00%), 1 à Itália (6,67%), 1 ao Japão (6,67%) e 2 à China (13,33%). Estes 15 viajantes colocados em órbita representam 1,532% dos seres humanos já lançados para o espaço desde 1961. O ano no qual se lançaram mais seres humanos foi em 1985 com 63 (6,44% do total desde 1961). O ano no qual menos seres humanos foram lançados para o espaço foi o ano de 1967 com somente 1 cosmonauta no espaço (0,10% do total).

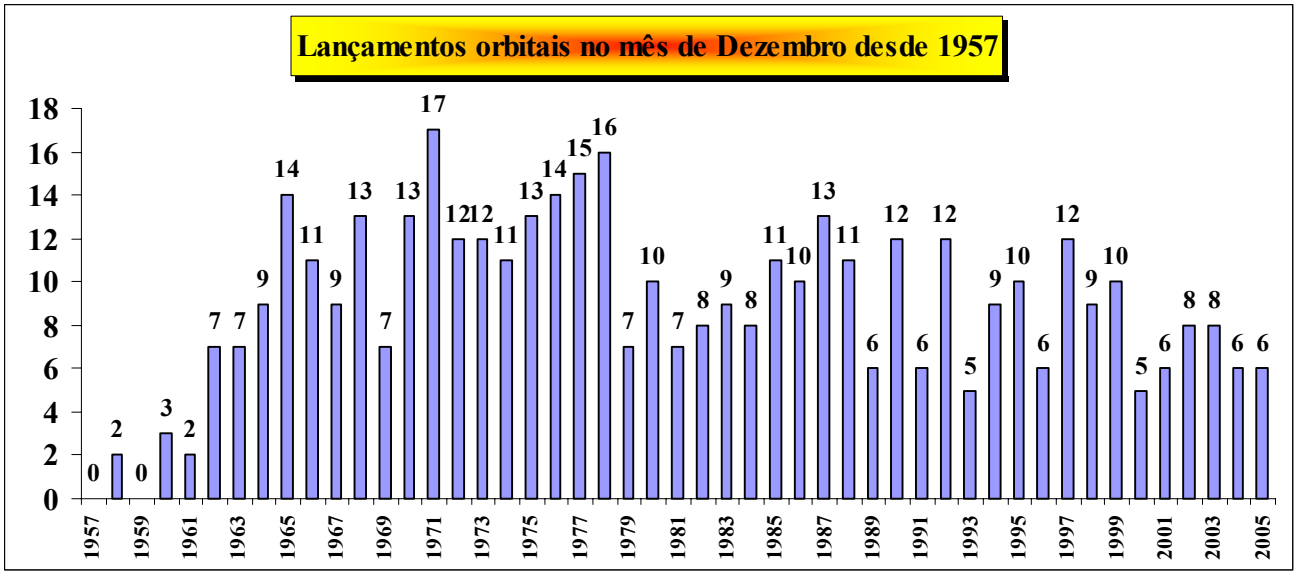
Desde 1961 já foram lançados para o espaço 436 astronautas, cosmonautas ou espaçonautas, dos quais 277 pertencem aos Estados Unidos (62,53%), 99 à Rússia / União Soviética (22,35%), 10 à Alemanha (2,26%, tendo em conta que voaram cosmonautas e astronautas em nome da República Democrática Alemã e da República Federal Alemã), 9 à França (2,03%), 8 ao Canadá (1,81%), 6 ao Japão (1,35%), 4 à Itália (0,90%), 2 à Bélgica (0,45%), 2 à Bulgária (0,45%), 2 à Holanda (0,45%) e os restantes 21 (4,74%) pertencem ao Afeganistão, África do Sul, Arábia Saudita, Áustria, Checoslováquia, China, Cuba, Eslováquia, Espanha, Hungria, Índia, Inglaterra, México, Mongólia, Polónia, Roménia, Síria, Suíça, Ucrânia e Vietname.

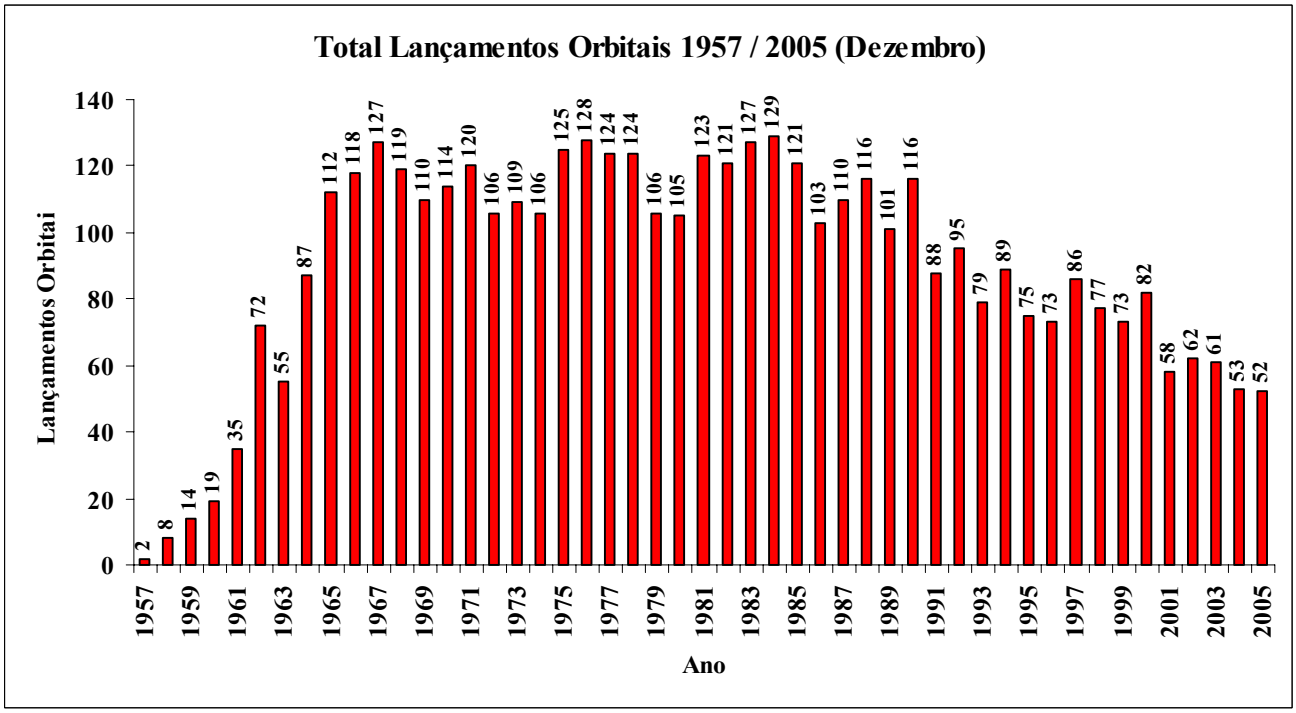
Tendo em conta que cada astronauta, cosmonauta ou espaçonauta pode realizar múltiplas missões, então pode-se afirmar que desde 1961 já foram lançados para o espaço 979 seres humanos dos quais 681 pertencem aos Estados Unidos (69,56%), 211 à Rússia (21,55%) e 89 a outros países (9,09%). O mês no qual se verifica o maior número de viajantes no espaço é o mês de Abril com 127 (12,97%) e o mês com menos viajantes é o mês de Maio com 59 (6,0%). Por outro lado, o mês no qual se verifica o maior número de missões espaciais tripuladas é o mês de Abril com 31 missões (12,60%) e o mês com menos missões tripuladas é o mês de Maio (6,50%).

Lançamentos Orbitais

Dezembro de 2005

Em Dezembro de 2005 registaram-se seis lançamentos orbitais dos quais se colocaram em órbita 10 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Dezembro foram realizados 4.415 lançamentos orbitais, 437 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 9,90% do total e a uma média de 9,10 lançamentos orbitais por ano neste mês. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais, sendo o mês de Janeiro o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (270 lançamentos que correspondem a 6,12% do total).





21 de Dezembro – 11A511U Soyuz-U (F15000-080)

Progress M-55 (ISS-20P)

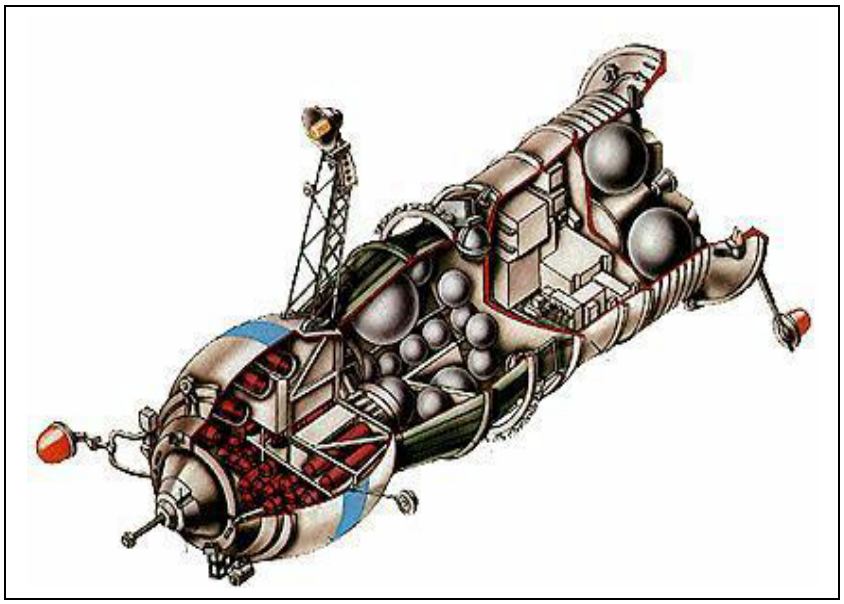
Dependendo dos cargueiros espaciais russos para se manter operacional em órbita terrestre, a ISS recebeu a visita de mais um Progress M em Setembro de 2005. A missão ISS-19P foi lançada desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur às no dia 8 de Setembro. O voo do Progress M-54 foi a continuação de um sucesso iniciado a 20 de Janeiro de 1978 com a colocação em órbita do Progress-1 (10603 1978-008A).

Mais uma vez e de forma incompreensível a NASA decidiu nomear um veículo pertencente a outra nação com uma designação que não corresponde á verdade. Sendo esta a missão ISS-20P, a NASA designa este cargueiro como Progress-20. Na realidade o cargueiro Progress-20 '7K-TG n.º 121' (14932 1984-038A) foi lançado às 0812:53UTC do dia 15 de Abril de 1984 por um foguetão 11A511U2 Soyuz-U2 a partir da Plataforma de Lançamento PU-6 do Complexo de Lançamento LC31 do Cosmódromo NIIP-5[12] Baikonur, tendo acoplado a 17 de Abril com a estação espacial Salyut-7. O Progress-20 separar-se-ia da Salyut-7 a 6 de Maio e reentraria na atmosfera terrestre no dia seguinte.

Os cargueiros Progress M

Ao abandonar o seu programa lunar tripulado a União Soviética prosseguiu o seu programa espacial ao colocar sucessivamente em órbita terrestre uma série de estações espaciais tripuladas nas quais os cosmonautas soviéticos e posteriormente russos estabeleceram recordes de permanência no espaço. Começando inicialmente com estadias de curtas semanas e passando posteriormente para longos meses, os cosmonautas soviéticos eram abastecidos no início pelas tripulações que os visitavam em órbita, mas desde cedo, e começando com a Salyut-6, a União Soviética iniciou a utilização dos veículos espaciais de carga Progress. Os Progress representaram um grande avanço nas longas permanências em órbita, pois permitiam transportar para as estações espaciais víveres, instrumentação, água, combustível, etc. Os cargueiros são também utilizados para elevar as órbitas das estações, para descartar o lixo produzido a bordo dos postos orbitais e para a realização de diversas experiências científicas.

Ao longo de mais de 30 anos foram colocados em órbitas dezenas de veículos deste tipo que são baseados no mesmo modelo das cápsulas tripuladas Soyuz e que têm vindo a sofrer alterações e melhorias desde então.



A versão carga da Soyuz

O cargueiro 11F615A55 (7K-TGM) n.º 355 foi o 110º cargueiro russo a ser colocado em órbita, dos quais 43 foram do tipo Progress (incluindo o cargueiro Cosmos 1669), 56 do tipo Progress M (incluindo o Progress M-SO1) e 11 do tipo Progress M1. Os Progress 1 a 12 serviram a estação orbital Salyut 6; os Progress 13 a 24 e o Cosmos 1669 serviram a estação orbital Salyut 7; os Progress 25 a 42, Progress M a M-43 e Progress M1-1, M1-2 e M1-5 serviram a estação orbital Mir.

O veículo Progress M é uma versão modificada do modelo original do cargueiro 7K-TG Progress (11F615A15), com um novo módulo de serviço e com sistemas de acoplagem adaptados da 7K-ST Soyuz T (11F732). Com os Progress M deixaram de ser utilizados os modelos do sistema de escape de emergência que eram utilizados anteriormente de forma a manter o equilíbrio aerodinâmico do lançador. Tal como os outros tipos de cargueiros, o Progress M é constituído por três módulos:

- Módulo de Carga – GO "*Gruzovoi Otsek*" (com um comprimento de 3,0 metros, um diâmetro de 2,3 metros e um peso de 2.520 kg) com um sistema de acoplagem e está equipado com duas antenas tipo Kurs;
- Módulo de Reabastecimento – OKD "*Otsek Komponentov Dozapravki"* (com um comprimento de 2,2 metros, um diâmetro de 2,2 metros e um peso de 1.980 kg) destinado ao transporte de combustível para as estações espaciais;

[12] NIIP - *Nauchno-Issledovatelskiy Ispytatelny Poligon* (Polígono Estadual de Pesquisa Científica).

- Módulo de Serviço PAO "*Priborno-Agregatniy Otsek*" (com um comprimento de 2,3 metros, um diâmetro de 2,1 metros e um peso de 2.950 kg) que contém os motores do veículo tanto para propulsão como para manobras orbitais. O seu aspecto exterior é muito semelhante ao dos veículos tripulados da série 17K-STM Soyuz TM (11F732).

A seguinte tabela indica os últimos 10 cargueiros Progress (Progress M e Progress M1) colocados em órbita:

Progress	Nº de Série	NORAD	Desig. Inter.	Lançamento	Lançador	Acopolagem	Separação	Reentrada
M1-10 (11P)	259	27823	2003-025A	8-Jun-03	Soyuz-FG	11-Jun-03	4-Set-03	3-Out-03
M-48 (12P)	248	27873	2003-039A	29-Ago-03	Soyuz-U	31-Ago-03	28-Jan-04	28-Jan-04
M1-11 (13P)	260	28142	2004-002A	29-Jan-04	Soyuz-U	31-Jan-04	24-Mai-04	3-Jun-04
M-49 (14P)	249	28261	2004-019A	25-Mai-04	Soyuz-U	27-Mai-04	30-Jul-04	30-Jul-04
M-50 (15P)	250	28399	2004-032A	11-Ago-04	Soyuz-U	14-Ago-04	22-Dez-04	22-Dez-04
M-51 (16P)	351	28503	2004-051A	23-Dez-04	Soyuz-U	25-Dez-04	27-Fev-05	9-Mar-05
M-52 (17P)	352	28624	2005-007A	28-Fev-05	Soyuz-U	2-Mar-04	16-Jun-05	16-Jun-05
M-53 (18P)	353	28700	2005-021A	16-Jun-05	Soyuz-U	19-Jun-04	7-Set-05	7-Set-05
M-54 (19P)	354	28866	2005-035A	8-Set-05	Soyuz-U	10-Set-05	3-Mar-06	3-Mar-06
M-55 (20P)	355	28906	2005-047A	21-Dez-05	Soyuz-U	23-Dez-05	19-Jun-06	19-Jun-06

Esta tabela indica os últimos dez lançamentos de veículos Progress M e Progress M1. Todos os lançamentos são levados a cabo desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur e tiveram como destino a estação espacial internacional. O Progress M1-10 utilizou o foguetão lançador 11A511FG Soyuz-FG devido ao seu maior peso. Tabela: Rui C. Barbosa.

O venerável 11A511U Soyuz-U

O terceiro estágio do foguetão lançador 11A511U Soyuz-U (F15000-080) no interior do edifício de integração e montagem no Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Imagem: Roscosmos.

O foguetão 11A511U Soyuz-U é a versão do lançador 11A511 Soyuz, mais utilizada pela Rússia para colocar em órbita os mais variados tipos de satélites. Pertencente à família do R-7, o Soyuz-U também tem as designações SS-6 Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos), A-2 (Designação Sheldom).

O Soyuz-U é fabricado pelo Centro Espacial Estatal Progress de Produção e Pesquisa em Foguetões (*TsSKB Progress*) em Samara, sobre contrato com a agência espacial russa.

No total já foram lançados 707 veículos deste tipo dos quais somente 19 falharam, tendo assim uma fiabilidade de 97,31%.

O foguetão 11A511U Soyuz-U com o cargueiro Progress M tem um peso de 313.000 kg no lançamento, pesando aproximadamente 297.000 kg sem a sua carga. Sem combustível o veículo atinge os 26.500 kg (contando com a ogiva de protecção da carga). O foguetão tem uma altura máxima de 36,5 metros (sem o módulo orbital). É capaz de colocar uma carga de 6.855 kg numa órbita média a 220 km de altitude e com uma inclinação de 51,6º em relação ao equador terrestre. No total desenvolve uma força de 410.464 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 297.400 kg. O seu comprimento atinge os 51,1 metros e a sua envergadura com os quatro propulsores laterais é de 10,3 metros.

O módulo orbital (onde está localizada a carga a transportar) pode ter uma altura entre os 7,31 metros e os 10,14 metros dependendo da carga. O diâmetro máximo da sua secção cilíndrica varia entre os 2,7 metros e os 3,3 metros (dependendo da carga a transportar).

O foguetão possui um sistema de controlo analógico e tem uma precisão na inserção orbital de 10 km em respeito à altitude, 6 segundos em respeito ao período orbital e de 2' no que diz respeito ao ângulo de inclinação orbital.

É um veículo de três estágios, sendo o primeiro estágio constituído por quatro propulsores laterais a combustível líquido designados Block B, V, G e D. Cada propulsor tem um peso de 43.400 kg, pesando 3.800 kg sem combustível. O seu comprimento máximo é de 19,8 metros e a sua envergadura é de 3,82 metros. O tanque de propolente (querosene e oxigénio) tem um diâmetro de 2,68 metros. Cada propulsor tem como componentes auxiliares as unidades de actuação das turbo-bombas (peróxido de hidrogénio) e os componentes auxiliares de pressurização dos tanques de propolente (nitrogénio).

O módulo orbital do foguetão lançador 11A511U Soyuz-U (F15000-080) contendo o veículo 7K-TGM n.º 355 juntamento com o estágio Block-I prepara-se para ser acoplado com os estágios inferiores do lançador no interior do edifício de integração e montagem. Imagem: RKK Energiya.

Cada propulsor tem um motor RD-117 e o tempo de queima é de aproximadamente 118 s. O RD-117 desenvolve 101.130 kgf no vácuo durante 118 s. O seu Ies é de 314 s e o Ies-nm é de 257 s, sendo o Tq de 118 s. Cada motor tem um peso de 1.200 kg, um diâmetro de 1,4 metros e um comprimento de 2,9 metros. Têm quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão no interior de 58,50 bar. Este motor foi desenhado por Valentin Glushko.

O Block A constitui o corpo principal do lançador e é o segundo estágio, estando equipado com um motor RD-118. Tendo um peso bruto de 99.500 kg, este estágio pesa 6.550 kg sem combustível e é capaz de desenvolver 99.700 kgf no vácuo. Tem um Ies de 315 s e um Tq de 280s. Como propolentes usa o LOX e o querosene (capazes de desenvolver um Isp-nm de 248 s). O Block A tem um comprimento de 27,1 metros e um diâmetro de 2,95 metros. O diâmetro máximo dos tanques de propolente é de 2,66 metros.

Este estágio tem como componentes auxiliares as unidades de actuação das turbo-bombas (peróxido de hidrogénio) e os componentes auxiliares de pressurização dos tanques de propolente (nitrogénio).

A tabela seguinte indica os últimos dez lançamentos orbitais levados a cabo com o foguetão 11A511U Soyuz-U.

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2004-019	25-Mai-04	12:34:23	684	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-49 (28261 2004-019A)
2004-032	11-Ago-04	5:03:07	685	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-50 (28399 2004-032A)
2004-038	24-Set-04	16:50:00	?????	GIK-1 Plesetsk	LC16/1	Cosmos 2410 (28396 2004-038A)
2004-051	23-Dez-04	22:19:34	Zh15000-092	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-51 (28503 2004-051A)
2005-007	28-Fev-05	19:09:18	Zh15000-093	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-52 (28624 2005-007A)
2005-020	31-Mai-05	12:00:00	Zh15000-091	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Foton-M2 (28686 2005-020A)
2005-021	16-Mai-05	23:09:34	Zh15000-094	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-53 (28700 2005-021A)
2005-034	2-Set-05	9:50:00	?????	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Cosmos 2415 (28841 2005-034A)
2005-035	8-Set-05	13:07:54	Zh15000-095	GIK-5 Baikonur	17P32-6	Progress M-54 (28866 2005-035A)
2005-047	21-Dez-05	18:38:20	F15000-080	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-55 (28906 2005-047A)

Esta tabela mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo utilizando o foguetão 11A511U Soyuz-U. Este lançador continua a ser o vector mais utilizado pela Rússia. Tabela: Rui C. Barbosa.

O motor RD-118 foi desenhado por Valentin Glushko nos anos 60. É capaz de desenvolver uma força de 101.632 kgf no vácuo, tendo um Ies de 315 s e um Ies-nm de 248 s. O seu tempo de queima é de 286 s. O peso do motor é de 1.400 kg, tendo um diâmetro de 1,4 metros, um comprimento de 2,9 metros. As suas quatro câmaras de combustão desenvolvem uma pressão de 51,00 bar.

O terceiro e último estágio do lançador é o Block I equipado com um motor RD-0110. Tem um peso bruto de 25.300 kg e sem combustível pesa 2.710 kg. É capaz de desenvolver 30.400 kgf e o seu Ies é de 330 s, tendo um tempo de queima de 230 s. Tem um comprimento de 6,7 metros (podendo atingir os 9,4 metros dependendo da carga a transportar) e um diâmetro de 2,66 metros (com uma envergadura de 2,95 metros), utilizando como propolentes o LOX e o querosene. O motor RD-0110, também designado RD-461, foi desenhado por Semyon Ariyevich Kosberg. Tem um peso de 408 kg e possui quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão de 68,20 bar. No vácuo desenvolve uma força de 30.380 kgf, tendo um Ies de 326 s e um tempo de queima de 250 s. Tem um diâmetro de 2,2 metros e um comprimento de 1,6 metros.

Lançamento do Progress M-55

Após chegar ao Cosmódromo GIK-5 Baikonur via caminho-de-ferro, o cargueiro 7K-TGM n.º 355 foi transferido para o edifício de montagem e testes MIK-112, com os técnicos a iniciarem os trabalhos preparatórios. O veículo foi posteriormente transferido para o edifício MIK-254.

Nas semanas seguintes foram levados a cabo vários testes que garantiram que o veículo estava apto a levar a sua missão. No dia 12 de Dezembro foi realizada uma reunião da Comissão Técnica na qual foi tomada a decisão de se proceder ao abastecimento do veículo com os propolentes hipergólicos e gases de pressurização necessários para as suas manobras orbitais. Neste mesmo dia o veículo foi transferido da Área 254 para a estação de abastecimento localizada na Área 51. O abastecimento do veículo teve lugar a 13 de Dezembro, sendo no dia seguinte transferido de novo para a Área 254 onde foram levadas a cabo as operações finais de processamento.

A acoplagem do 7K-TGM n.º 354 com o compartimento de transferência do lançador foi levada a cabo a 14 de Dezembro. O compartimento de transferência permite a ligação física entre o cargueiro e o terceiro estágio (Block-I) do foguetão lançador 11A511U Soyuz-U. Após a acoplagem entre o 7K-TGM n.º 354 e o compartimento de transferência, foi levada a cabo no dia 15 de Dezembro a inspecção do veículo por parte dos desenhadores da Corporação S. P. Korolev RSC Energia, seguindo-se a colocação do veículo no interior da ogiva de protecção. Esta ogiva de protecção mantém uma atmosfera condicionada para o cargueiro, protegendo-o durante a permanência na plataforma de lançamento e nos minutos iniciais do voo. Com a colocação do 7K-TGM n.º 354 no interior da ogiva de protecção estava então constituído o módulo orbital do lançador. Este módulo orbital foi

então transportado para as instalações de montagem e integração do foguetão lançador localizado no edifício MIK-112. Esta transferência teve lugar a 16 de Dezembro.

No dia 18 de Dezembro foi levada a cabo uma reunião entre a Comissão Governamental e a Comissão Técnica no fim da qual foi tomada a decisão de transportar o veículo lançador para a plataforma de lançamento. Entretanto o módulo orbital era integrado com o terceiro estágio do foguetão lançador.

Às 0100UTC do dia 19 de Dezembro o comboio que transportava o foguetão 11A511U Soyuz-U (F15000-080) contendo o cargueiro 7K-TGM n.º 355, abandonou o edifício MIK-112 e dirigiu-se para a Plataforma de Lançamento PU-5 'Gagarinskiy Start' do Complexo de Lançamento LC1 (17P32-5). Como com a quase generalidade dos lançadores russos, o transporte do foguetão 11A511U Soyuz-U foi levado a cabo na horizontal. O foguetão é transportado num vagão ferroviário, assentando sobre um dispositivo pneumático. Após chegar á plataforma de lançamento, este dispositivo é accionado e lentamente coloca o foguetão sobre o fosso das chamas sendo posteriormente seguro. Atingindo uma posição vertical, quatro braços mecânicos seguram o veículo na plataforma de lançamento. O foguetão é então rodeado por torres de serviço que permitem o acesso a todas as áreas do veículo. Braços mecânicos de abastecimento são também ligados ao veículo.

Às 1430UTC do dia 21 de Dezembro, reunia-se a Comissão Governamental que posteriormente daria luz verde para o início do abastecimento do lançador. O abastecimento de querosene ao primeiro estágio teve início às 1455UTC, seguindo-se às 1540UTC o abastecimento de oxigénio líquido e às 1545UTC o abastecimento de notrogénio. Finalmente às 1620UTC é inciado o abastecimento de peróxido de hidrogénio.

O lançamento do foguetão 11A511U Soyuz-U (F15000-080) teve lugar às 1838:19,885UTC. A separação do primeiro estágio ocorreu às 1840:19UTC com os quatro propulsores a caírem na Área de impacto n.º 16 situada no distrito de Karaganda, Cazaquistão. O lançador continuou o seu voo propulsionado pelo seu segundo estágio que acabou por finalizar a sua queima e separar-se às 1843:07UTC. Pelas 1841:01UTC, tinha lugar a separação da ogiva de protecção que cairia na Área de impacto n.º 69 situada também no distrito de Karaganda. O segundo estágio do lançador cairia na Área de impacto n.º 306 situada entre o distrito de Altai, República de Altai (Rússia), e o distrito de Cazaquistão Este, Cazaquistão.

Às 1843:17UTC separava-se a secção de ligação entre o segundo estágio e o estágio Block-I que entretanto havia já entrado em ignição. A função do terceiro estágio terminaria pelas 1847:09UTC, atingindo-se uma órbita preliminar em torno da Terra com um apogeu a 262,86 km de altitude, perigeu a 192,83 km de altitude, inclinação orbital de 51,65º em relação ao equador terrestre e período orbital de 88,76 minutos. A separação entre o cargueiro 7K-TGM n.º 355 e o Block-I tinha lugar às 1847:09UTC. Logo após a separação entre os dois veículos, uma série de antenas de comunicação e de navegação eram automaticamente colocadas em posição ao mesmo tempo que dois painéis solares se abriam no módulo de serviço do agora Progress M-55.

Iniciava-se assim quase dois dias de perseguição á ISS com o Progress M-55 a levar a cabo uma série de manobras de aproximação. A primeira manobra orbital teve lugar na 3ª e 4ª órbita sendo levados a cabo dois impulsos. O primeiro destes impulsos teve lugar às 2226:13UTC e o segundo impulso às 2309:47UTC. No primeiro impulso a velocidade foi alterada em 15,83 m/s (com os motores a funcionar durante 40,5 s) e no segundo impulso a velocidade foi alterada em 22,54 m/s (com os motores a funcionarem durante 56,7 s). A segunda manobra orbital foi levada a cabo na 17ª órbita e realizou-se às 1926:45UTC do dia 22 de Dezembro com os motores do cargueiro a alterarem a velocidade do veículo em 2,00 m/s durante 6,2 s.

Às 1838:19,885UTC do dia 21 de Dezembro de 2005 era lançado o foguetão 11A511U Soyuz-U (F15000-080) a partir da Plataforma de Lançamento PU-5 do Complexo de Lançamento LC1 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Cazaquistão, que acabaria por colocar em órbita o cargueiro Progress M-55. Imagem: Arquivo fotográfico do autor.

Após entrar em órbita terrestre o Progress M-55 recebeu a Designação Internacional 2005-047A e o número de catálogo orbital 28906. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver "Outros Objectos Catalogados".

O início da sequência automática de acoplagem teve lugar às 1736:54UTC do dia 23 de Dezembro. Pelas 1752:00UTC a ISS levava a cabo uma manobra de atitude para se colocar na posição correcta para a acoplagem. O primeiro impulso da terceira manobra de acoplagem tinha lugar às 1757:27UTC resultando num incremento de velocidade de 19,681 m/s. A activação do sistema de acoplagem Kurs-A no cargueiro Progress M-55 deva-se às 1820:00UTC seguindo-se a activação do sistema Kurs-P no módulo Pirs às 1822:00UTC. O segundo impulso da manobra de acoplagem tinha lugar às 1822:01UTC (com um incremento de velocidade de 1,184 m/s) seguindo-se um terceiro impulso às 1843:51UTC (com um incremento de velocidade de 11,728 m/s). A activação da ligação de comendo do sistema TORU na ISS tinha lugar às 1915:14UTC (o sistema TORU permite que um cosmonauta na ISS possa levar a cabo a acoplagem de um veículo em aproximação caso este registe algum problema). Por esta altura o Progress M-55 encontrava-se a 9 km da estação espacial. A activação do sistema de televisão no Progress M-55 dava-se às 1916:14UTC e às 1924:01UTC era levado a cabo o quarto impulso na manobra de acoplagem com os motores a incrementarem a velocidade do veículo em 8,133 m/s. O ponto de alvo balístico era atingido às 1926:54UTC. Pelas 1930:43UTC era levado a cabo o quinto impulso da manobra de aproximação (com um incremento de 4,988 m/s na velocidade) e o sexto impulso tinha lugar às 1932:47UTC (com um incremento de velocidade de 2,048 m/s). Pelas 1943:57UTC o cargueiro encontrava-se

estacionário em relação à ISS e às 1945:00UTC era iniciada a aproximação final. A acoplagem tinha lugar às 1946:18UTC no módulo Pirs.

A tabela seguinte mostra os parâmetros orbitais do Progress M-55 durante a sua aproximação á ISS e os parâmetros orbitais nos dias em que permaneceu acoplado à estação.

Data	*Apogeu (km)*	*Perigeu (km)*	*Inc. Orbital (º)*	*Período Orb. (min)*
21 de Dezembro	263	193	51,65	88,76
21 de Dezembro	238	188	51,64	88,76
22 de Dezembro	327	218	51,64	89,96
23 de Dezembro	327	221	51,64	89,99
23 de Dezembro	328	223	51,64	90,02
23 de Dezembro	357	342	51,65	91,53
25 de Janeiro	353	340	51,64	91,47
23 de Fevereiro	354	342	51,64	91,50
23 de Março	352	340	51,64	91,45
23 de Abril	349	337	51,64	91,39
5 de Maio	351	338	51,64	91,43
31 de Maio	348	337	51,63	91,38

Esta tabela mostra os parâmetros orbitais do Progress M-55 durante a aproximação à ISS e até 31 de Maio de 2006. Tabela: Rui C. Barbosa. Dados: Antonin Vitek (http://www.lib.cas.cz/www/space.40).

Com a acoplagem do Progress M-55 passavam a estar dois cargueiros na ISS (juntamente com o Progress M-54 que se encontrava acoplado no módulo Zvezda). O Progress M-54 deveria ter-se separado do Zvezda antes da chegada do Progress M-55, mas no entanto os controladores russos decidiram adiar a sua separação até Março de 2006 permitindo que os dois membros da Expedição 12 (valery Tokarev e William McArthur) pudessem encher o veículo com materiais agora desnecessários a bordo da estação. A separação do Progress M-54 do módulo Zvezda teria lugar às 1006:10UTC do dia 3 de Março de 2006. Às 1305UTC os motores do veículo foram activados iniciando a reentrada atmosférica. Os restos do Progress M-54 terão caído o Oceano Pacífico pelas 1352UTC.

O Progress M-55 permaneceu acoplado na ISS até ao dia 19 de Junho de 2006. A separação do cargueiro do módulo Pirs teve lugar às 1406:35UTC e às 1706UTC os motores do veículo foram activados iniciando a reentrada atmosférica. Os restos do Progress M-55 terão caído o Oceano Pacífico pelas 1753:14UTC.

21 de Dezembro – 11K65M Kosmos-3M (53727232)

Gonets-D1M; Cosmos 2416

Desde 1992 que a Rússia (entãi União Soviética) utiliza variantes dos satélites Gonets em diferentes planos orbitais para garantir comunicações fiáveis e consistentes ao longo do seu território. O lançamento levado a cabo a 21 de Dezembro de 2005 marcou a colocação em órbita do primeiro veículo da série modernizada Gonets-D1M.

O foguetão 11K65M Kosmos-3M

Este foi o 620º lançamento com sucesso para um veículo da família dos lançadores Kosmos (não confundir com a série de satélites Cosmos) que remontam a 1961, sendo o 434º lançamento de um 11K65M Kosmos-3M e o 414º lançamento com sucesso o que leva a que a taxa de sucesso para este tipo de lançadores seja de 95,4%. Os 11K65M Kosmos-3M são construídos pela Associação de Produção Polyot (*PO-Polyot*), sendo originalmente desenhados pelo Bureau de Desenho de Yangel (agora Bureau de Desenho *Yuzhnoye*) e pela Associação de Produção Científica *Prikladnoi Mekhaniki* (Mecânica Aplicada).

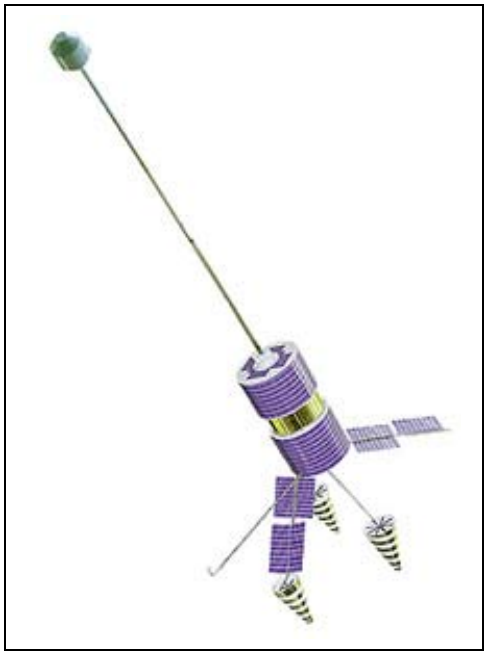
O primeiro foguetão da família Kosmos foi lançado a 27 de Outubro de 1961. Nesse dia um foguetão Kosmos 63S1 Cosmos 2I tinha como missão colocar em órbita o satélite DS-1 n.º 1 mas no entanto o lançamento fracassou. O primeiro lançamento com sucesso deu-se a 16 de Março de 1962, com a colocação em órbita do satélite Cosmos 1 (00266 1962-008A) desde o silo Mayak-2 no Cosmódromo GTsP-4 Kapustin Yar, por um foguetão Kosmos 63S1 Kosmos 2I (n.º 6LK). O primeiro lançamento de um 11K65M Kosmos-3M teve lugar a 15 de Maio de 1967 com a colocação em órbita do satélite Cosmos 158 Tsyklon GVM (02801 1967-045A) a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk (LC132).

O 11K65M Kosmos-3M é um lançador a dois estágios que é também designado C-1 Skean, SL-8 e SS-5 (no qual é baseado). Tendo um peso total de 107.500 kg, é capaz de desenvolver uma força de 150.696 kgf no lançamento, colocando em órbita uma carga de 1.400 kg (órbita baixa a 400 km de altitude) ou 700 kg (órbita a 1.600 km de altitude).

O primeiro estágio (designado Skean, SS-5, R-14, 8K65, 65 ou 11K65) tem um peso bruto de 87.100 kg, pesando 5.300 kg sem combustível. No vácuo do seu motor RD-216 desenvolve uma força de 177.433 kgf, tendo um Ies de 292s e um Tq de 130s. Este estágio tem um comprimento de 19,3 metros e um diâmetro de 2,4 metros. O seu motor RD-216 (também designado 11D614) tem um peso de 1.350 kg, um diâmetro de 2,3 metros e um comprimento de 2,2 metros. O motor tem quatro câmaras de combustão e consome Ácido Nítrico e UDMH. O RD-216 é fabricado a partir de dois motores RD-215.

O segundo estágio (designado S3) tem um peso bruto de 20.135 kg, pesando 1.435 kg sem combustível. No vácuo do seu motor 11D94 desenvolve uma força de 16.000 kgf, tendo um Ies de 303s e um Tq de 375s. Este estágio tem um comprimento de 6,0 metros e um diâmetro de 2,4 metros. O seu motor tem um peso de 185 kg, um diâmetro de 1,9 metros e um comprimento de 1,8 metros. O motor tem 1 câmara de pré-combustão e 4 câmaras de combustão e consome Ácido Nítrico e UDMH.

Lançamento	Data	N.º Série	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2002-046	26-Set-02		GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Nadezhda-M (27534 2002-046A)
2002-054	28-Nov-02		GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Al Sat-1/DMC-1 (27559 2002-054A) Mozhayets (27560 2002-054B) Rubin-3-DSI (27561 2002-054C)
2003-023	4-Jun-03		GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2398 (27819 2003-023A)
2003-037	19-Ago-03		GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2400 (27864 2003-037A) Cosmos 2401 (27865 2003-037B)
2003-042	27-Set-03		GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Mozhayets-4 (27939 2003-042A) Rubin 4-DSI (27940 2003-042B) NigeriaSat-1 (27941 2003-042C) BNSCSat-1 (27942 2003-042D) BilSat-1 (27943 2003-042E) Larets (27944 2003-042F) STSat-1 (27945 2003-042G)
2004-028	22-Jul-04		GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2407 (28380 2004-028A)
2004-037	23-Set-04		GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2408 (28419 2004-037A) Cosmos 2409 (28420 2004-037B)
2005-002	20-Jan-05	411	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2414 (28521 2005-002A) Universitetskiy (28523 2005-002C)
2005-043	27-Out-05	104	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	China DMC-4 'Pequim-1' (28890 2005-043A) TopSat (28891 2005-043B) CubeSat XI-V (28892 2005-043C) Mozhayets-5 (28898 2005-043G) Sinah-1 (28893 2005-043D) SSETO-Express (28894 2005-043E) UWE-1 (28895 2005-043F) Ncube-2 (28898 2005-043G) Rubin-5 ((28898 2005-043G)
2005-048	21-Dez-05	53727232	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Gonets-D1M1 (28909 2005-048A) Cosmos 2416 (28910 1005-048B)



Os satélites Gonets-D1M e Cosmos 2416

Sendo uma versão melhorada dos satélites Gonets-D1, o satélite Gonets-D1M (imagem ao lado), com uma massa de 230 kg no lançamento, é a versão civil dos satélites Strela-3 17F13 Gonets que são satélites de comunicações militares com a capacidade de gravar transmissões recebidas e de as retransmitir para qualquer estação de recepção localizada por debaixo da sua órbita. Parecem ter sido inicialmente desenvolvidos para os serviços de informação GRU (*Glavnoye Razvedovatelnoye Upravlenie*). O desenvolvimento de uma segunda geração do sistema Strela para as unidades de controlo e comando centralizado teve início em 1973. Os veículos Strela-3 eram mais pesados e mais capazes do que os Strela-1M, sendo seis satélites lançados por um único foguetão 11K65M Kosmos-3M em vez dos anteriormente usuais oito satélites.

Uma constelação operacional é constituída por 12 veículos colocados em dois planos orbitais espaçados em 90º. Em órbita os satélites são estabilizados passivamente com a utilização de um dispositivo de gradiente de gravidade. Os satélites têm um comprimento de 1,50 metros, um diâmetro de 2,0 metros e um peso de 220 kg.

Os voos de ensaio tiveram início em 1985 e o sistema foi aceite para serviço militar em 1990. No ano de 1992 deu-se a substituição dos Strela-1M pelos Strela-3 e após 1994 substituíram os satélites Strela-2M nas comunicações estratégicas.

Um total de 118 satélites fora colocado em órbita terrestre entre 1985 e 1998, e uma versão comercial disponibilizada nos anos 90 como o Gonets-D1. Estes satélites tinham somente um canal simultâneo Terra-espaço e espaço-Terra, com uma capacidade de armazenamento de informação de 12Mbits e uma capacidade de transmissão de 2,4 kbit/s.

Às 1934:20,320UTC do dia 21 de Dezembro de 2005 era lançado desde a Plataforma n.º 1 do Complexo de Lançamento LC133 do Cosmódromo GIK-1 Plesetsk, o foguetão lançador 11K65M Kosmos-3M (53727232) que colocaria em órbita os satélites Gonets-D1M1 e Cosmos 2416. Imagem: *Novosti Kosmonautiki*.

Existem escassas informações sobre o satélite Cosmos 2416 com diversos analistas a apontar a possibilidade deste ser uma versão melhorada de um veículo tipo Strela-3 que será utilizado pelos serviços de inteligência militares.

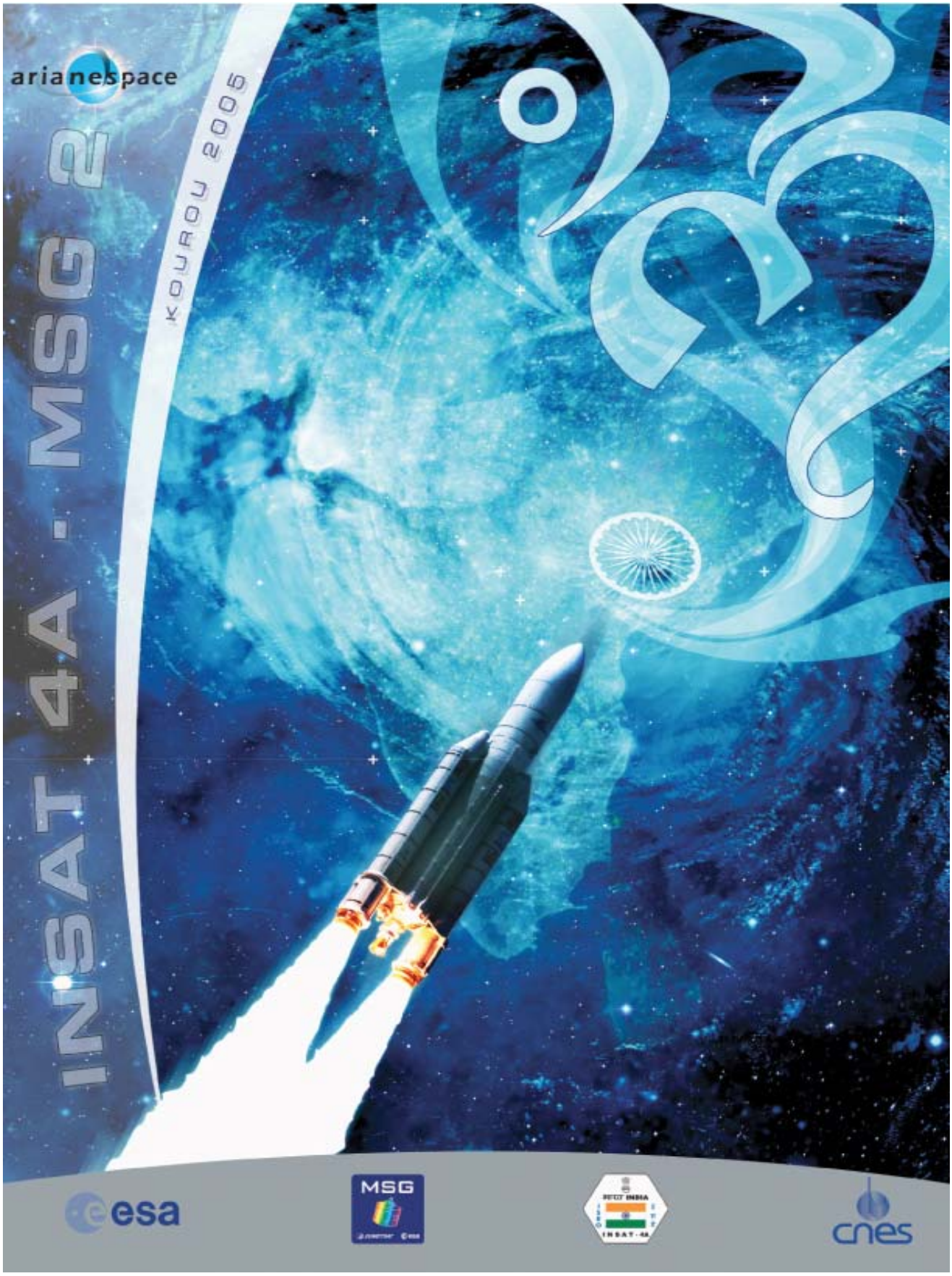
Lançamento do Gonets-D1M1 e do Cosmos 2416

O lançamento destes dois satélites estava originalmente previsto para ter lugar às 1940UTC do dia 20 de Dezembro de 2005, sendo no entanto adiado por razões técnicas. Finalmente às 1934:20,320UTC do dia 21 de Dezembro o lançamento foi levado a cabo sem qualquer problema.

A separação dos dois satélites teve lugar às 2028UTC com a confirmação a chegar aos controladores apenas às 2128UTC devido ao facto da separação ter ocorrido fora da área de cobertura das estações terrestres. O satélite Gonets-D1M ficou colocado numa órbita inicial com um apogeu a 1.470 km de altitude, perigeu a 1.450 km de altitude, inclinação orbital a 82,5º em relação ao equador terrestre e período orbital de 114,82 minutos. Por seu lado o satélite Cosmos 2416 ficou colocado numa órbita inicial com um apogeu a 1.470 km de altitude, perigeu a 1.450 km de altitude, inclinação orbital a 82,5º em relação ao equador terrestre e período orbital de 114,74 minutos.

Após entrar em órbita terrestre o satélite Gonets-D1M recebeu a Designação Internacional 2005-048A, com número de catálogo orbital 28908 enquanto que o satélite Cosmos 2416 recebeu a Designação Internacional 2005-048B, com número de catálogo orbital 28909. Para os restantes objectos resultantes deste lançamento ver a secção “Outros Objectos Catalogados”.

A bordo do satélite Cosmos 2416 seguiram algumas centenas de mensagens de crianças russas com desejos de bom ano para todo o mundo.


arianespace
KOUROU 2005
INSAT 4A - MSG 2
esa
MSG
cnes

21 de Dezembro – Ariane-5GS (V169/L525)

Insat-4A; MSG-2

O último lançamento da Arianespace em 2005 colocou em órbita dois satélites e veio mais uma vez consolidar a sua posição no mercado internacional do lançamento de satélites.

A carga da missão V169

O satélite Insat-4A (imagem ao lado cortesia da *Arianespace*) tinha uma massa de 3.081 kg no lançamento e foi construído pelo ISRO (*Indian Space Research Organization*). Baseado no modelo Insat-4 o satélite está equipado com 12 repetidores em banda-Ku e 12 repetidores em banda-C. Os repetidores em banda-Ku serão utilizados para fornecer serviços de transmissão de TV 'direct-to-home' a utilizadores na Índia.

O segundo satélite MSG (*Meteosat Second Generation*) faz parte de um programa europeu que consiste em quatro satélites meteorológicos geostacionários. O MSG-2 foi construído pela *Alcatel Alenia Space* baseado na plataforma MSG e tinha uma massa de 2.034 kg no lançamento. O satélite (imagem ao lado cortesia da *Arianespace*) está equipado com doze canais de observação dos quais três trabalham no visível e nove em infravermelhos. O satélite transmitirá imagens a cada 15 minutos garantindo um serviço contínuo e fornecendo uma poderosa ferramenta para observação do estado do tempo e na sua previsão, cobrindo a Europa e as regiões vizinhas.

Ariane-5GS

O foguetão Ariane-5GS (na imagem ao lado cedida pela *Arianespace*) é uma nova versão do lançador Ariane-5G pela introdução de uma versão melhorada dos propulsores laterais de combustível sólido P240 e da variante L10 do estágio EPS (com maior capacidade de propolente) juntamente com o estágio principal EPC (H158).

O Ariane-5GS é capaz de colocar uma carga de 16.000 kg numa órbita a 400 km de altitude com uma inclinação de 51,6º em relação ao equador terrestre ou então uma carga de 6.800 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu de 40.000 km de altitude. No lançamento desenvolve uma força de 1.160.000 kgf, tendo um peso total de 746.000 kg. O seu comprimento é de 54,05 metros e o seu diâmetro é de 5,40 metros (sem ter em conta os propulsores laterais).

O Ariane-5GS é um lançador a dois estágios, auxiliados por dois propulsores laterais a combustível sólido EAP (*Étages Accélérateurs à Poudre*). Designados SPB235 e construídos pela *Europropulsion* (uma empresa constituída pela *Snecma*, França,

e pela *Avio SpA*, Itália), cada propulsor tem um peso bruto de 273.000 kg, pesando 39.800 kg sem combustível e desenvolvendo 660.000 kgf no vácuo. O Ies é de 275 s, o Ies-nm é de 250 s e o Tq é de 129 s. Os propulsores laterais têm um comprimento de 31,60 metros e um diâmetro de 3,05 metros. Estão equipados com um motor P240, construído pela empresa francesa SNPE, que consome combustível sólido.

O primeiro estágio, EPC H158 (*Étages à Propegol Criogénic*), tem um comprimento de 30,50 metros e um diâmetro de 5,46 metros. Tem um peso bruto de 170.800 kg e um peso sem combustível de 12.700 kg. O seu Ies é de 430 s, o Ies-nm é de 340 s e o Tq é de 589 s. O seu motor criogénico Vulcain (com um peso de 1.300 kg, um diâmetro de 2,0 metros e um comprimento de 3,0 metros) é capaz de desenvolver 109.619 kgf no vácuo, com um Ies de 431 s, um Ies-nm de 326 s e um Tq de 605 s. O Vulcain é construído pela empresa francesa SEP.

Entre o primeiro estágio e o segundo estágio encontra-se a secção de equipamento do Ariane-5 que por vezes é denominada de 'cérebro do lançador'. Esta secção está equipada com sistemas de distribuição de energia, com uma unidade de controlo de voo, um sistema de telemetria e outros componentes que proporcionam orientação durante o voo e sequenciamento durante a missão.

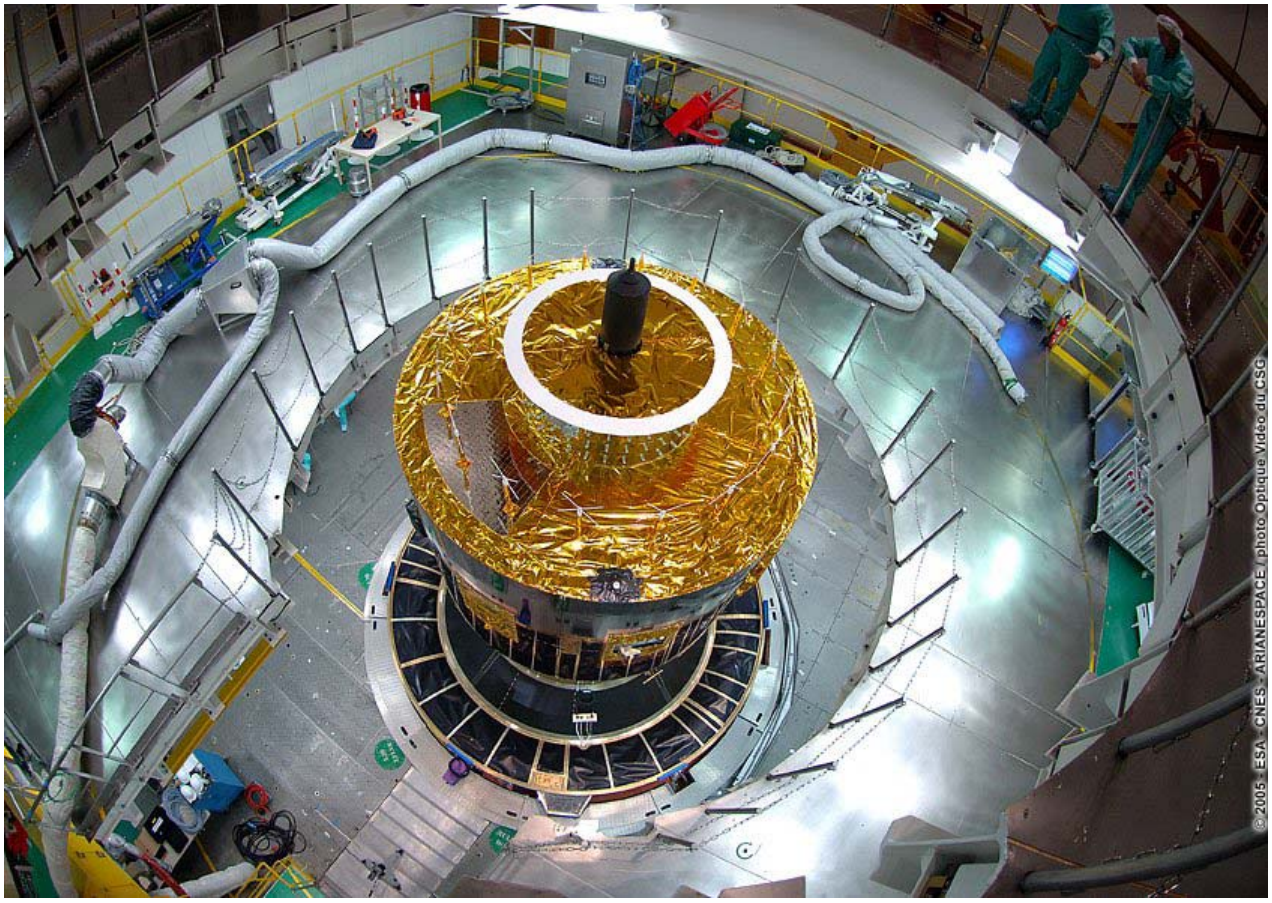
Missão	Ariane-5	Data de Lançamento	Hora	Satélites
V166	L523	11-Ago-05	8:20:44	Thaicom-4 'IPStar-1' (28786 2005-028A)
V168	L524	13-Out-05	22:32:00	Galaxy-15 (28884 2005-041A); Syracuse-3A (28888 2005-041B))
V169	L525	21-Dez-05	22:33:00	Insat-4A (28911 2005-049A), MSG-2 (28912 2005-049B)

Esta foi a terceira utilização do foguetão Ariane-5GS que teve a sua estreia a 11 de Agosto de 2005 ao colocar em órbita o satélite de comunicações Thaicom-4 para a Tailândia. Tabela: Rui C. Barbosa.

O estágio criogénico do fogueão Ariane-5GS (V169/L525) prepara-se para ser colocado na posição vertical no interior do edifício de montagem em Kourou. Imagem: *Arianespace*.

O segundo estágio do Ariane-5GS, EPS L10 (*Étages à Propegol Stockable*), tem um comprimento de 3,36 metros e um diâmetro de 3,96 metros. Tem um peso bruto de 12.500 kg e um peso sem combustível de 2.700 kg. O seu Ies é de 324 s e o Tq é de 1.100 s. O seu motor L10 Aestus (na imagem ao lado) tem um peso de 110 kg e é capaz de desenvolver 2.950 kgf no vácuo, com um Ies 324 s e um Tq de 1.110 s. Consumindo N_2O_4/UDMH, o L10 é construído pela empresa alemã MBB. A tubeira do Aestus é movível por um sistema electromecânico até um ângulo de 9,5º em relação à vertical. A versão original deste motor (L9.7) não podia ser reactivada após o final da sua queima.

Os estudos iniciais para o desenvolvimento do Ariane-5 tiveram início em 1984, com o desenvolvimento em grande escala a iniciar-se em 1988. O Ariane-5 foi desenhado para lançar o vaivém espacial europeu Hermes. Porém, quando o Hermes foi cancelado a *Arianespace* viu-se com um foguetão lançador que era demasiado grande para lançar o que seria no futuro a sua carga principal, isto é satélites para a órbita geossíncrona. A *Arianespace* iniciou então o desenvolvimento de um veículo capaz de colocar dois satélites em órbita geossíncrona.



O satélite meteorológico europeu MSG-3 é aqui visto estando já colocado no topo do Ariane-5GS que se encontra rodeado por estruturas de serviço. A superfície superior do satélite contém uma estrutura em forma de anel com um conjunto de antenas de comunicação. Imagem: *Arianespace*.

Lançamento da missão V169

Os preparativos para esta missão tiveram início a 21 de Junho de 2005 com a chegada do satélite MSG-2 ao Centro Espacial Guyonays em Kourou, Guiana Francesa. Porém, esta missão sofreu vários adiamentos devido a problemas na preparação do satélite indiano Insat-4A o que obrigou a Arianespace a alterar o seu calendário de lançamentos. Em resultado, a campanha para o lançamento desta missão só teve início em Outubro quando o satélite Insat-4A foi transportado para Kourou.

A montagem do foguetão Ariane-5 teve início a 17 de Novembro com a colocação do estágio criogénico na plataforma móvel de lançamento. Os dois propulsores laterais de combustível sólido foram acoplados com o estágio criogénico a 18 e 19 de Novembro e todas as ligações entre os três componentes foram levadas a cabo no dia 21 de Novembro. O estágio hipergólico e o módulo de controlo e comando foram colocados sobre o estágio principal a 23 de Novembro. Entretanto, os dois satélites eram abastecidos com os propolentes de manobra a 22 de Novembro (Insat-4A) e a 29 de Novembro (MSG-2).

O foguetão foi transportado desde o edifício de integração para o edifício de montagem final a 7 de Dezembro. O satélite Insat-4A foi colocado no adaptador de carga Sylda-5 a 10 de Dezembro enquanto que o segundo satélite era integrado a 13 de Dezembro. O adaptador Sylda-5 foi acoplado ao foguetão Ariane-5 no dia 14 de Dezembro. No dia 16 de Dezembro era finalizado o abastecimento do estágio criogénico que havia sido iniciado dois dias nates. A 19 de Dezembro decorre o ensaio geral antes do lançamento que deu luz verde para a missão.

O foguetão Ariane-5GS foi transportado para a plataforma de lançamento ELA-3 a 20 de Dezembro. A plataforma de lançamento está localizada a 2,8 km do edifício de montagem final do lançador e este é transportado por uma plataforma móvel num percurso que demora 90 minutos.

A contagem decrescente decorreu sem problemas e a T-7m (2226UTC do dia 21 de Dezembro) entrava na denominada 'Sequência Sincronizada' a partir da qual dois computadores tomam conta das operações. Um destes computadores está

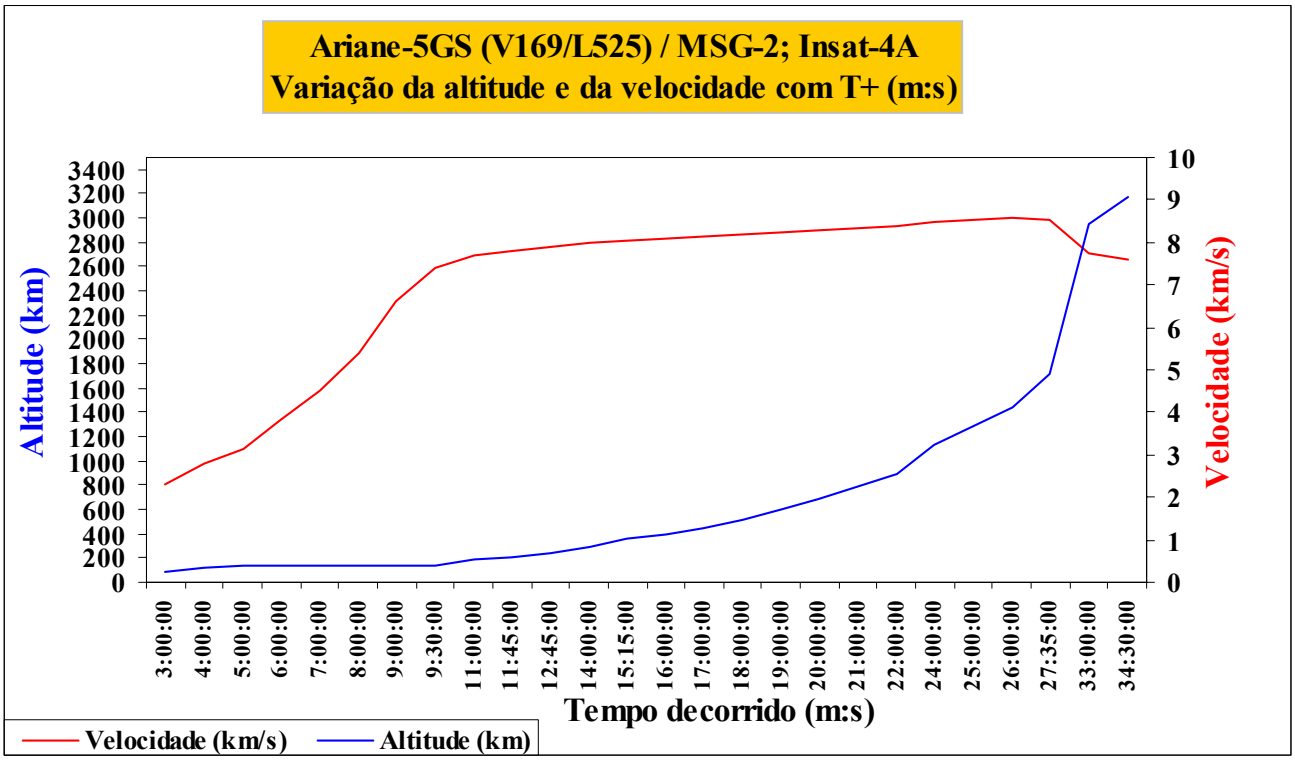
localizado no foguetão enquanto que o segundo se encontra no complexo ELA-3. A T-6m (2227UTC) eram verificados os níveis de hidrogénio e oxigénio líquidos enquamto que os dispositivos pirotécnicos eram armados. Pelas 2229UTC (T-4m) iniciava-se a pressurização dos tanques do estágio criogénico e às 2230UTC (T-3m) a hora de lançamento era introduzida no sistema do computador do lançador. Por esta altura a pressão nos tanques de oxigénio e hidrogénio líquidos atingia o nível de voo. A T-2m (2231UTC) eram abertas as válvulas do motor Vulcain-1 enquanto que as válvulas para o condicionamento térmico do motor eram encerradas.

A T-37s era iniciada a sequência automática de ignição e a T-30s o sistema de supressão sonora era activado. A T-22s o controlo da contagem decrescente era transferido para o computador de bordo e a T-18s iniciava-se o arrefecimento das condutas de hidrogénio do motor Vulcain-1.

A T-6s entrava em acção o sistema de queima de hidrogénio residual sobre a tubeira do Vulcain-1 e a T-3s os sistemas de orientação inercial entravam em modo de voo. A ignição do Vulcain-1 ocorreu ás 2233UTC e entre T+4s e T+7s o computador de bordo verificou todos os sistemas do lançador, permitindo a ignição dos dois propulsores laterais de combustível sólido a T+7,3s. A T+30s o foguetão já havia levado a cabo as manobras de rotação e translação, colocando-se na trajectória correcta em direcção a Este.

O final da queima dos dois propulsores laterais de combustível sólido ocorria a T+2m 28s (2235UTC). Ás 2236UTC (T+3m) o lançador encontrava-se a 92 km de altitude e viajava a uma velocidade de 2,29 km/s. A separação da ogiva de protecção do satélite ocorria às 2236UTC (T+3m 28s) segundo a *Arianespace* e a T+4m 15s (2237UTC) o lançador encontrava-se a uma altitude de 128 km e viajava a uma velocidade de 3,77 km/s.

O quadro seguinte mostra a evolução da altitude com a velocidade a caminho da órbita terrestre.



Este gráfico mostra a variação da altitude e da velocidade ocorridas durante a ascensão orbital da missão V169. Gráfico: Rui C. Barbosa.

Pelas 2242UTC (T+9m 55s) dava-se o final da queima do estágio criogénico e este separava-se do estágio superior. O estágio cairia no iceano antes de completar uma órbita em torno do planeta. A ignição do estágio superior tinha lugar às 2243UTC (T+10m 2s) e terminaria às 2259UTC (T+26m 52s). Nos segundos seguintes o estágio orientou-se antes da separação do satélite Insat-4A que teria lugar às 2302UTC (T+29m 12s). A separação do adaptador Sylda-5 teve lugar às 2305UTC (T+32m 30s), expondo o satélite MSG-2 que se separaria do estágio superior às 2309UTC (T+26m 35s).

Após entrar em órbita terrestre o satélite Insat-4A recebeu a Designação Internacional 2005-049A, com número de catálogo orbital 28911 enquanto que o satélite MSG-2 recebeu a Designação Internacional 2005-049B, com número de catálogo orbital 28912. Para os restantes objectos resultantes deste lançamento ver a secção "Outros Objectos Catalogados".

25 de Dezembro – 8K82K Proton-K DM-2 (41011/106L)

Cosmos 2417; Cosmos 2418; Cosmos 2419

A 3 de Março de 2005 a agência de notícias RIA Novosti anunciava que a Rússia iria aumentar o número de satélites da rede GLONASS então existentes em órbita terrestre. O anuncio, levado a cabo por Albert Kozlov – Desenhador Geral e Director da Associação de Mecânica Aplicada e de Produção Científica Mikhail Reshetnev existente em Zheleznogorsk na região de Krasnoyarsk, referia que dois dos três satélites que seriam colocados em órbita seriam da nova série Uragan-M.

Kozlov salientou então os problemas que surgem na preparação do lançamento dos satélites, referindo o financiamento irregular, a complexidade do seu desenho, e o trabalho das empresas sub contratadas que falham no fornecimento regular dos componentes necessários. Apesar do ser constantemente renovada com novos satélites, o sistema GLONASS só estará totalmente operacional em 2007, segundo Anatoly Perminov – Presidente da Agência Espacial Federal Russa. Estas palavras foram proferidas durante um encontro levado a cabo com o Presidente Vladimir Putin em Novembro de 2005. No Verão de 2005, e durante uma visita ao Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Putin deu ordens para melhorar o sistema GLONASS com o aumento do número de satélites para 18 unidades (na altura a frota de satélites do sistema era constituída por 14 veículos).

A 24 de Novembro o Primeiro-ministro Russo Sergei Ivanov confirmava que o lançamento dos três novos satélites teria lugar a 25 de Dezembro de 2005 e seria levado a cabo por um foguetão 8K82K Proton-K DM-3. Ivanov referia também que no futuro a Rússia iria lançar novos satélites do tipo Uragan-K com uma esperança média de utilização de 10 anos ao contrário dos 7 anos suportados pelos satélites Uragan-M.

A rede GLONASS

O sistema GLONASS (ГЛОНАСС - Глобалная навигационная спутниковая система - *GLObalnaya NAvigationnaya Sputnikovaya Sistema*) é um sistema de radionavegação por satélite que permite a um número ilimitado de utilizadores obterem dados de navegação tridimensionais sobre quaisquer condições atmosféricas, medição de velocidade e dados de temporização em qualquer zona do globo ou do espaço junto à Terra.

O sistema GLONASS permite a gerência do tráfego naval e aumento da segurança, serviços de cartografia e geodesia, monitorização do transporte pelo solo, sincronização das escalas de tempo entre diferentes objectos, monitorização ecológica e organização de operações de busca e salvamento.

O sistema GLONASS é dirigido para o Governo da Federação Russa pelas Forças Espaciais Russas (operador do sistema) e providencia benefícios significativos às comunidades de utilizadores civis através de várias aplicações. O sistema GLONASS possui dois tipos de sinais de navegação: o sinal standard de navegação precisa (SP) e o sinal de navegação de alta precisão (HP). Os serviços de temporização e posicionamento pelo sinal SP estão disponíveis a todos os utilizadores civis de um modo contínuo, sendo fornecidos em todo o

O sistema de tempo GLONASS

Os satélites GLONASS estão equipados com relógios de césio cujo atraso diário não é superior a $5*10^{-13}$ s. Isto providencia uma precisão na sincronização do tempo do satélite relativa ao sistema GLONASS de cerca de 15 nanossegundos, com correcções efectuadas duas vezes por dia pelas estações terrestres. O sistema de tempo GLONASS (GLONASST) é gerado na base do tempo do sincronizador central. As instabilidades diárias do sincronizador central (relógio de hidrogénio atómico) não são superiores a $5*10^{-14}$ s. O desvio do tempo GLONASST relativamente ao tempo UTC deve ser menos de 1 milissegundo. A precisão do desvio deve ser inferior a 1 micro segundo.

É bem conhecido que a escala de tempo fundamental na Terra é determinada pelo IAT (*International Atomic Time*) que resulta da análise levada a cabo pelo *Bureau International de l'Heure* (BIH) em Paris que analisa os dados de muitos países. A unidade fundamental do IAT é o segundo SI que está definido como a duração de 9.192.631.770 períodos da radiação correspondente à transição entre dois estados do átomo de Césio 133. Devido ao facto de o IAT ser uma escala de tempo contínua, possui um problema fundamental para a sua utilização prática: o tempo de rotação da Terra em relação ao Sol está a diminuir em cerca de 1 s por ano. O IAT irá ficar inconvenientemente dessincronizado em relação ao dia solar. Este problema foi superado ao se introduzir o UTC que decorre ao mesmo ritmo que o IAT mas é incrementado por saltos de 1 s quando necessário e normalmente no final de Junho ou Dezembro de cada ano.

É também sabido que cada um dos centros de tempo terrestres mantém uma hora local do tempo UTC, a época e a variação da qual em relação ao tempo UTC (BIH) são monitorizadas e corrigidas periodicamente.

O tempo UTC (CIS[13]) é mantido pelo VNIIFTRI (Centro Meteorológico Principal para o Tempo da Rússia e Serviços de Frequência) em Mendeleevo. Quando o tempo UTC é aumentado em Junho ou Dezembro em 1 s, o tempo GLONASST também o é, não existindo assim diferenças de sincronização entre os dois sistemas. Porém, existe uma diferença de 3 horas entre o tempo GLONASST e o tempo UTC (CIS).

Em comparação como sistema GPS (que não sofre actualizações como dia solar) existe uma diferença de sincronização entre o tempo IAT e o GPS: GPST-UTC = +10 s; IAT-UTC = +29s, logo GPST+19 s = IAT.

[13] CIS – *Comonwealth of Independent States* - Comunidade de Estados Independentes (Nota do Editor).

planeta e providenciando a capacidade de obter uma localização horizontal com uma precisão de entre 57 metros a 70 metros (probabilidade de 99,7%) e uma precisão de localização vertical de 70 metros (probabilidade 99,7%). A precisão da medição dos componentes dos vectores de velocidade é de 15 cm/s (probabilidade de 99,7%). Estas características podem ser significativamente melhoradas utilizando modos de navegação diferencial e métodos especiais de medição.

Para obter dados de localização tridimensional, medições de velocidade e dados de temporização, o sistema GLONASS utiliza sinais rádio que são continuamente transmitidos pelos satélites.

Em cima: Representação artística de um satélite 11F654 Uragan em órbita terrestre (Imagem: arquivo fotográfico do autor).
Em baixo: Representação artística de um satélite 11F654M Uragan-M (Imagem: arquivo fotográfico do autor).

Cada satélite transmite dois tipos de sinais (SP e HP). O sinal L1 de SP tem um acesso múltiplo na frequência de divisão em banda-L: L1 = 1602 MHz + n * 0,5625 MHz, onde "n" é o número do canal de frequência (n = 1, 2, 3,...). Isto significa que cada satélite transmite um sinal na sua própria frequência que difere de outras frequências de outros satélites. Porém, alguns satélites possuem as mesmas frequências mas esses satélites estão localizados em posições anti podais dos planos orbitais e não aparecem no mesmo horizonte do utilizador. O receptor GLONASS recebe automaticamente os sinais de navegação de pelo menos quatro satélites e mede as suas pseudo-localizações e velocidades. Simultaneamente selecciona e processa a mensagem de navegação dos satélites. O computador do GLONASS processa todos os dados e calcula três coordenadas, três componentes de velocidade e o tempo preciso.

O sistema GLONASS é composto por duas partes principais: a constelação de satélites GLONASS e o complexo de controlo terrestre. A constelação de satélites GLONASS (fabricados pelo Centro de Mecânica Aplicada Reshetnev)[14] completa é composta por 24 veículos em órbita, distribuídos por três planos orbitais cujos nodos ascendentes estão localizados a 120º de cada um. Cada plano orbital possui oito satélites com argumentos de latitude separados em 45º. Para além disso os planos estão separados 15º em latitude.

Cada satélite GLONASS opera numa órbita circular com uma altitude de 19.100 km e uma inclinação orbital de 64,8º, completando cada satélite uma órbita em 11 horas e 15 minutos. O espaçamento entre as órbitas é determinado para que um mínimo de cinco satélites esteja no horizonte de cada utilizador em qualquer parte do globo terrestre. Com uma geodesia adequada a constelação GLONASS permite uma navegação global e contínua. Cada satélite transmite um sinal numa radiofrequência que contém dados de navegação (efeméride[15] da transmissão, alteração do tempo do satélite relativo ao sistema de tempo GLONASS e à hora UTC, marcadores de tempo, e almanaque GLONASS) para os seus utilizadores.

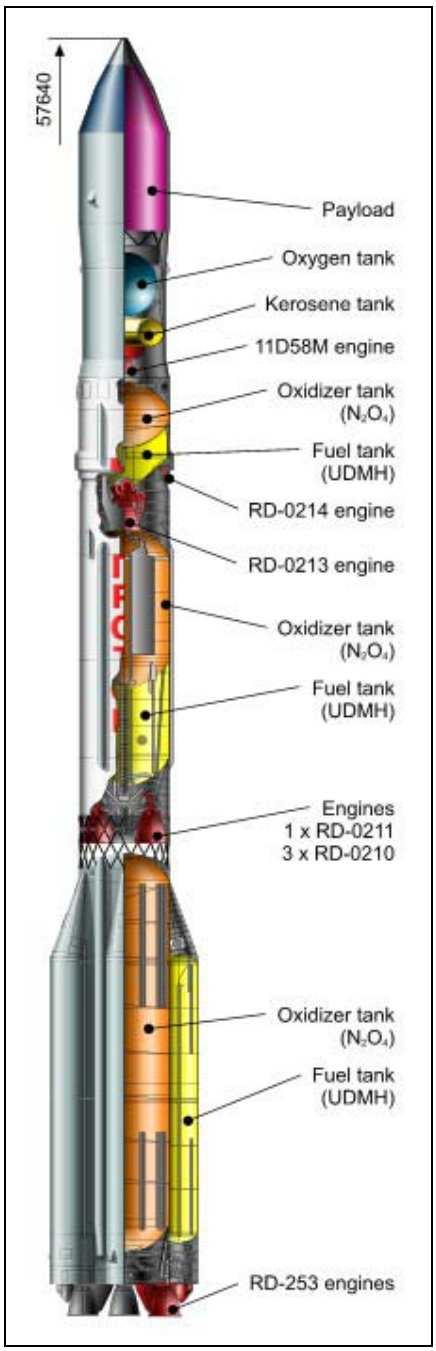
O sistema GLONASS é operado pelo GCC (*Ground-based Control Complex*). O GCC consiste no SCC (*System Control Center*) localizado em Krasnoznamensk, região de Moscovo, e várias estações de comando CTS (*Command Tracking Stations*) espalhadas pela Rússia. As estações CTS observam os satélites GLONASS e obtêm dados de telemetria provenientes dos sinais dos satélites. A informação do CTS é processada no SCC para determinar a hora do satélite e o seu estado orbital, além de actualizar a informação de navegação de cada veículo. Esta informação actualizada é transmitida ao satélite via CTS que também é utilizado para transmitir a informação

[14] Os satélites GLONASS são fabricados pela Associação de Produção Polyot, enquanto que os satélites GLONASS-M são fabricados pelo Centro de Mecânica Aplicada Reshetnev)

[15] As efemérides são as coordenadas exactas do satélite (x, y, z e as suas primeira e segunda derivadas) que descrevem a sua localização no sistema de referência geocêntrico PZ-90. O almanaque GLONASS mantém uma informação actualizada sobre todos os satélites do sistema e inclui os elementos Keplerianos das suas órbitas, dados sobre as alterações do tempo do satélite em relação ao sistema GLONASS e os dados sobre o estado de cada veículo. As efemérides GLONASS são computadas no sistema ECEF (*Earth-Centered, Earth-Fixed*) de referência PZ-90 (PZ – Parâmetros da Terra). Os parâmetros para um elipsóide terrestre comum para o PZ-90 são: a = 6378136 m; f = 1:298,257839303).

de controlo. Os dados de detecção do CTS são periodicamente calibrados utilizando dispositivos de detecção a laser nas estações QOTS (*Quantum Optical Tracking Stations*). Cada satélite transporta reflectores laser para este propósito. A sincronização de todo o processo no sistema GLONASS é muito importante para a sua operacionalidade. Existem um sincronizador central no GCC para este efeito. O sincronizador central é um relógio de hidrogénio atómico de alta precisão que origina a escala de tempo GLONASS. As escalas de tempo a bordo (tendo por base relógio atómicos de césio) de todos os satélites GLONASS estão sincronizadas com o tempo UTC registado em Mendeleevo, região de Moscovo.

Os satélites da rede GLONASS são denominados 11F654 Uragan e têm um peso aproximado de 1.415 kg, tendo um comprimento de 7,84 metros (sem o megnetómetro na sua posição operacional), um diâmetro de 2,35 metros e uma largura de 7,23 metros (sem os painéis solares na sua posição operacional). Os satélites 11F654 Uragan têm uma vida útil de dois anos, enquanto que os veículos da nova geração, 11F654M Uragan-M, com uma massa de 1.480 kg, têm um período de vida útil de sete anos. Os satélites da rede GLONASS são fabricados pela empresa russa *Reshetnev NPO Prikladnoy Mekhaniki* (NPO PM).



O foguetão 8K82K Proton-K DM-2

O 8K82K Proton-K é um lançador a três estágios que é sem dúvida a locomotiva espacial da Rússia, sendo o seu lançador mais potente disponível. Apesar de ser contestado devido ao uso de combustíveis altamente tóxicos, o Proton demonstra uma taxa de sucesso comparável à de outros lançadores internacionais. O Proton-K é construído pelo Centro Estadual de Produção e Pesquisa Espacial Khrunichev, com sede em Moscovo.

Utilizando o estágio Block DM-2 (11S861), ou outros estágios superiores, o lançador Proton-K transforma-se num veículo de quatro estágios. O 8K82K Proton-K DM-2 tem um comprimento de 57,20 metros, um diâmetro de 7,40 metros e um peso de 691.500 kg. É capaz de colocar uma carga de 4.350 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 902.100 kgf. O Proton-K é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, sendo o Block DM-2 (11S861) construído pela Corporação RSC Energia.

O Proton teve a sua origem nos anos 60 numa altura em que todos os lançadores soviéticos deveriam ter uma justificação militar para o seu desenvolvimento. Nessa altura foi formulado um requerimento para um lançador que fosse capaz de colocar pesadas cargas em órbita, bem como servir de míssil balístico com capacidade de transporte de armas nucleares até 100 MT.

A evolução da família de lançadores propostos por Chelomei levou ao actual 8K82K Proton-K que é também conhecido como Proton-3, UR-500K (Designação do Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev), D-1 (Designação Sheldom) e SL-13 (departamento de Defesa dos Estados Unidos). A versão utilizada neste lançamento também pode ser designada 8K82K Proton-K / 11S861.

O primeiro estágio 8S810K (Proton K-1) tem um peso bruto de 450.510 kg, pesando 31.100 kg sem combustível. É capaz de desenvolver uma força de 1.067.659 kgf no vácuo, tendo um Ies de 316 s (o seu Ies-nm é de 267 s) e um Tq de 124 s. Este estágio tem um comprimento de 21,2 metros, um diâmetro de 4,2 metros e uma envergadura de 7,4 metros. Tem seis motores RD-253 (11D48) e cada um tem um peso de 1.280 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,7 metros (cada motor tem uma câmara de combustão). Desenvolvendo 166.725 kgf (em vácuo), tem um Ies de 316 s e um Ies-nm de 285 s. O Tq de cada motor é de 130 s. Consomem N_2O_4/UDMH e foram desenhados por Valentin Glushko.

O segundo estágio, 8S811K, tem um peso bruto de 167.828 kg e uma massa de 11.715 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 244.652 kgf, tendo um Ies de 327 s e um Tq de 206 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 14,0 metros. Está equipado com quatro motores RD-0210 (também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49). Desenvolvidos por Kosberg, cada motor tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 59.360 kgf (em vácuo) com um Ies de 327 s e um Tq de 230 s. Cada motor tem uma câmara de combustão e consomem N_2O_4/UDMH.

O terceiro estágio, Proton K-3 (8S812K?), tem um peso bruto de 50.747 kg e uma massa de 4.185 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 64.260 kgf, tendo um Ies de 325 s e um Tq de 238 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 6,5 metros. Está equipado com um motor RD-0212 (também designado RD-473 ou 8D49). Desenvolvido por Kosberg, o RD-0212 tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 62.510 kgf (em vácuo) com um Ies de 325 s e um Tq de 230 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome N_2O_4/UDMH.

O quarto estágio utilizado nesta missão, o 11S861 (Block DM-2), tem um peso bruto de 17.3000 kg e uma massa de 2.300 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.670 kgf, tendo um Ies de 352 s e um Tq de 600 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros, uma envergadura de 3,7 metros e um comprimento de 7,1 metros. Está equipado com um motor RD-58M (também designado 11D58M). Desenvolvido por Serguei Korolev, o RD-58M tem um peso de 230 kg, um diâmetro de 1,17 metros e um comprimento de 2,27 metros, desenvolvendo 8.500 kgf (em vácuo) com um Ies de 353 s e um Tq de 680 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX e Querosene. Esta versão usa querosene sintético para obter um maior impulso específico. Contém também uma unidade de orientação para a colocação de satélites militares em órbita geossíncrona. A versão comercial deste estágio é designada Block DM2 (sem a utilização do ifen).

A seguinte tabela indica os últimos lançamentos levados a cabo com o foguetão 8K82K Proton-K DM-2. De notar que todos os lançamentos são levados a cabo desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur, indicando-se assim somente a plataforma de lançamento utilizada.

Lançamento	Data	Nº Série 8K82K	Nº Série 11S861	Plataforma	Satélites
2000-049	28-Ago-00	401-02	87L	LC81 PU-24	Raduga-1 (05)
2000-063	13-Out-00	393-01		LC81 PU-24	Cosmos 2374, Cosmos 2375, Cosmos 2376
2001-037	24-Ago-01	404-01		LC81 PU-24	Cosmos 2379
2001-045	6-Out-01			LC81 PU-24	Raduga-1 (06)
2001-053	1-Dez-01			LC81 PU-24	Cosmos 2380, Cosmos 2381, Cosmos 2382
2003-015	24-Abr-03	410-02	96L	LC81 PU-24	Cosmos 2397
2004-010	27-Mar-04			LC81 PU-23	Raduga-1 (07)
2004-053	26-Dez-04	410-09	104L	LC81 PU-23	Cosmos 2411, Cosmos 2412, Cosmos 2413
2005-023	24-Jun-05	410-10	103L	LC200 PU-39	Ekspress AM-3
2005-050	25-Dez-05	410-11	106L	LC81 PU-24	Cosmos 2417, Cosmos 2418, Cosmos 2418

Os últimos dez lançamentos orbitais levados a cabo por foguetões 8K82K Proton-K utilizando o estágio superior Block DM-2 (11S861). Tabela: Rui C. Barbosa.

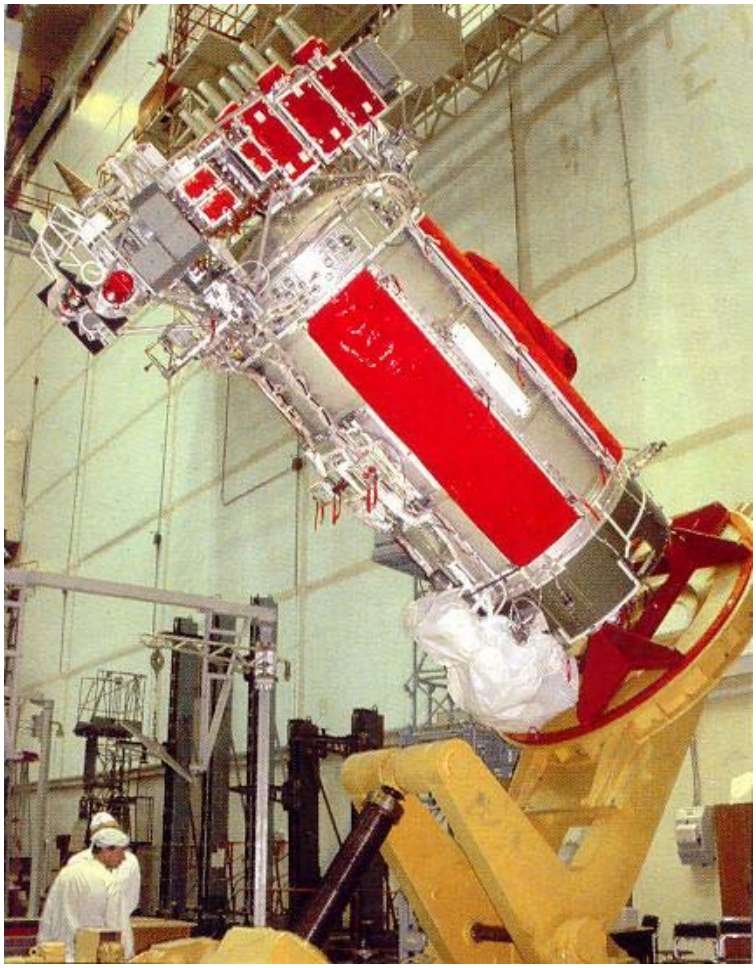
O foguetão 8K82K Proton-K DM-2 (410-11/106L) na Plataforma de lançamento PU-24 do Complexo de Lançamento LC81 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Imagem: Roscosmos.

Lançamento dos satélites Cosmos 2417, Cosmos 2418 e Cosmos 2419

Os três satélites GLONASS foram transportados para Baikonur no princípio do mês de Dezembro de 2005, dando assim início aos preparativos finais para o lançamento. Os três satélites foram inspeccionados e testados após a viagem desde as instalações de fabrico até ao cosmódromo. Posteriormente foram acoplados ao estágio Block DM-3 que por sua vez foi acoplado com os estágios inferiores do lançador.

O lançador foi transportado desde o edifício MIK 92-1 para a Plataforma de Lançamento PU-23 do Complexo de Lançamento LC81 no dia 23 de Dezembro. Todos os preparativos do lançador na plataforma decorreram sem problemas e o lançamento acabou por ter lugar ás 0507:09,988UTC do dia de Natal. A fase inicial do voo decorre sem problemas e a

separação do primeiro estágio tem lugar às 0509:17UTC. O primeiro estágio acabaria por cair na Área de Impacto n.º 148 situada no Distrito de Karaganda, Cazaquistão. Pelas 0510:20UTC dá-se a separação da ogiva de protecção da carga que acaba por cair na Área de Impacto n.º 150. A queima do segundo estágio termina às 0512:48UTC, com o estágio a cair na Área de Impacto n.º 370 situada no Distrito de Tomsk, Rússia. O final da queima do terceiro estágio ocorre às 0516:50UTC e a separação do estágio Block DM-2 tem lugar às 0517:02UTC.



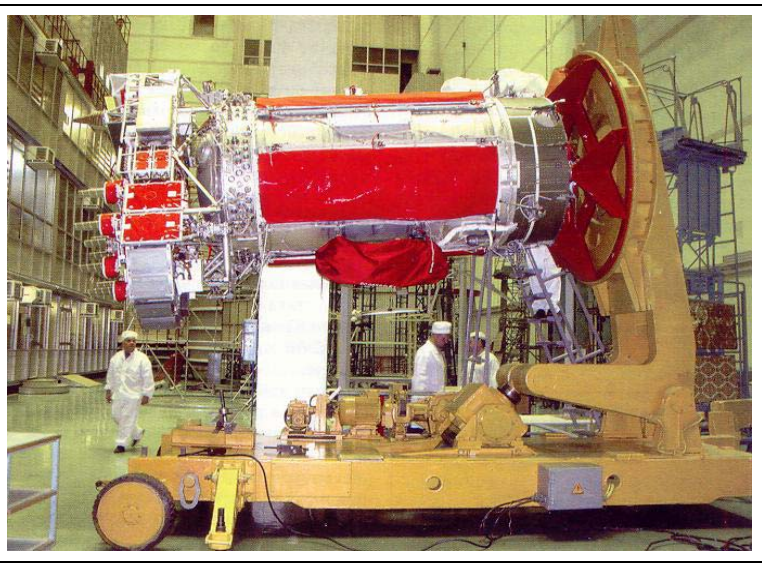
A primeira ignição do Block DM-2 tem lugar às 0543:49UTC terminando às 0549:35UTC. A segunda queima deste estágio tem lugar entre as 0836:33UTC e as 0838:56UTC. Os três satélites foram colocados nas suas órbitas predeterminadas com uma inclinação orbital de 64,8º em relação ao equador terrestre, com o primeiro satélite a separar-se às 0839:11UTC.

Após o lançamento uma fonte anónima referiu que os controladores militares não haviam sido capazes de estabelecer contacto com dois dos três novos veículos em órbita, mas relatórios oficiais posteriores não referiram qualquer problema e os analistas e observadores internacionais não notaram qualquer situação anómala com os satélites.

Esta foi a 255ª missão que utilizou estágios superiores do tipo Block-D ou Block-DM em todas as suas variantes.

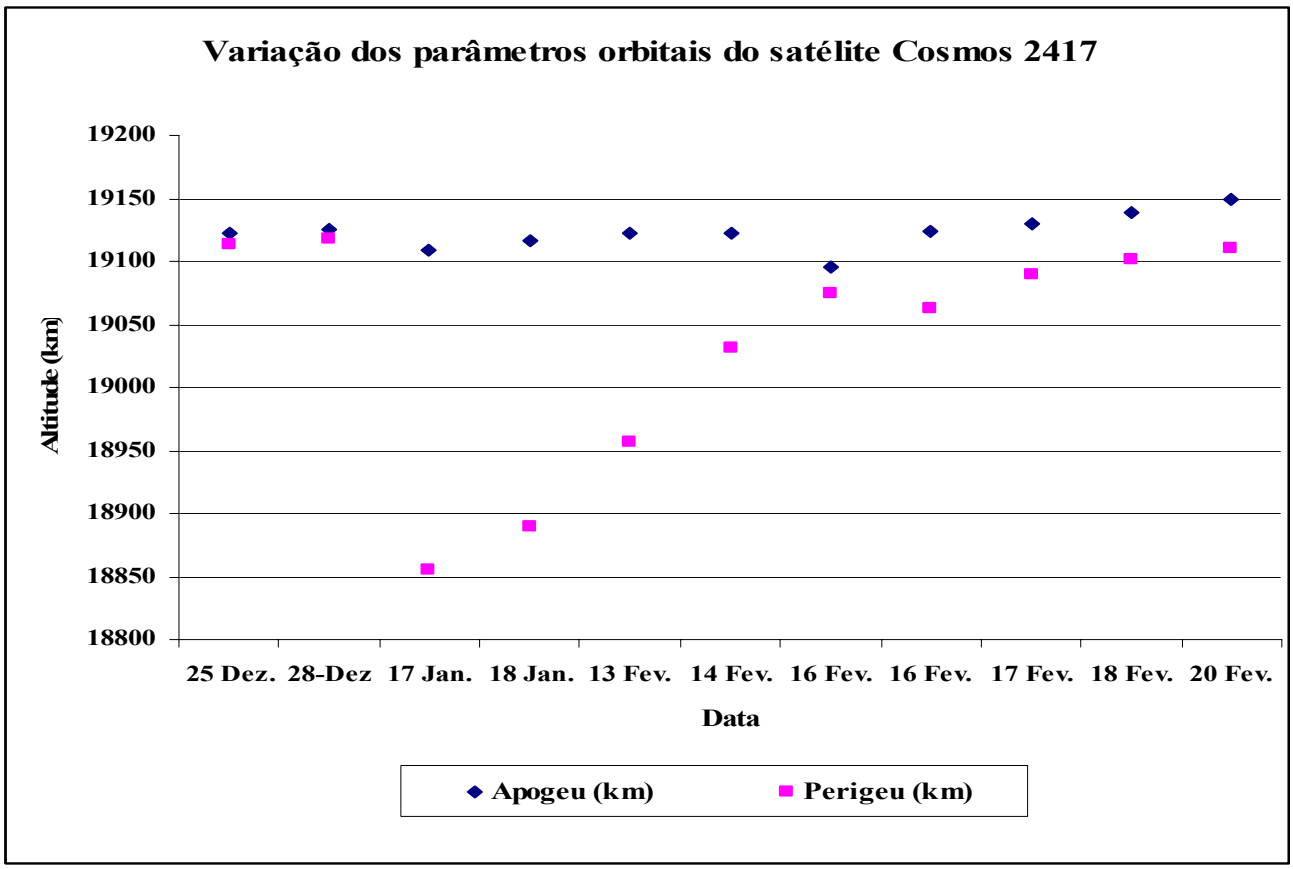
Após entrar em órbita terrestre o satélite Uragan-N87 GLONASS-798 recebeu a designação Cosmos 2417, enquanto que o satélite Uragan-M5 GLONASS-713 recebeu a designação Cosmos 2418 e o satélite Uragan-M6 GLONASS-714 recebeu a designação Cosmos 2419.

Um dos satélites Uragan GLONASS durante a fase de preparação para o seu lançamento no cosmódromo GIK-5 Baikonur. Imagem: *Roscosmos*.



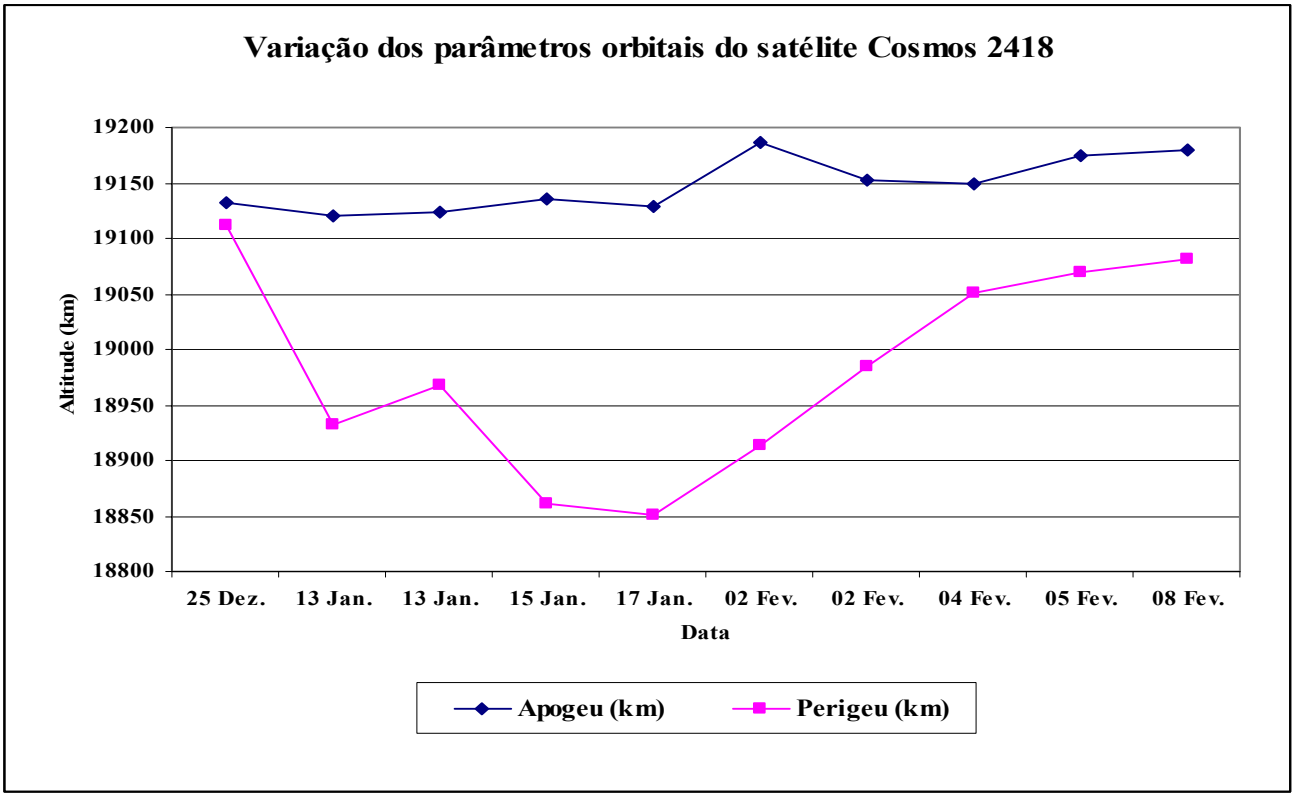
A seguinte tabela indica os parâmetros orbitais do satélite Cosmos 2417 que recebeu a Designação Internacional 2005-050A e o número de catálogo orbital 28915. Inicialmente estava planeado que os três satélites ficassem colocados numa órbita circular com uma altitude de 19.137 km, uma inclinação orbital de 64,83º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 741,75 minutos.

Data	Apogeu (km)	Perigeu (km)	Inclinação Orbital (º)	Período Orbital (min)
25 Dez.	19123	19113	64,87	675,25
28 Dez	19126	19118	64,86	675,42
17 Jan.	19109	18855	61,83	669,87
18 Jan.	19117	18890	64,84	670,71
13 Fev.	19123	18957	64,82	672,17
14 Fev.	19122	19032	64,87	673,64
16 Fev.	19095	19075	64,88	673,96
16 Fev.	19124	19063	64,86	674,29
17 Fev.	19130	19090	64,86	674,93
18 Fev.	19139	19101	64,84	675,33
20 Fev.	19150	19110	64,83	675,75



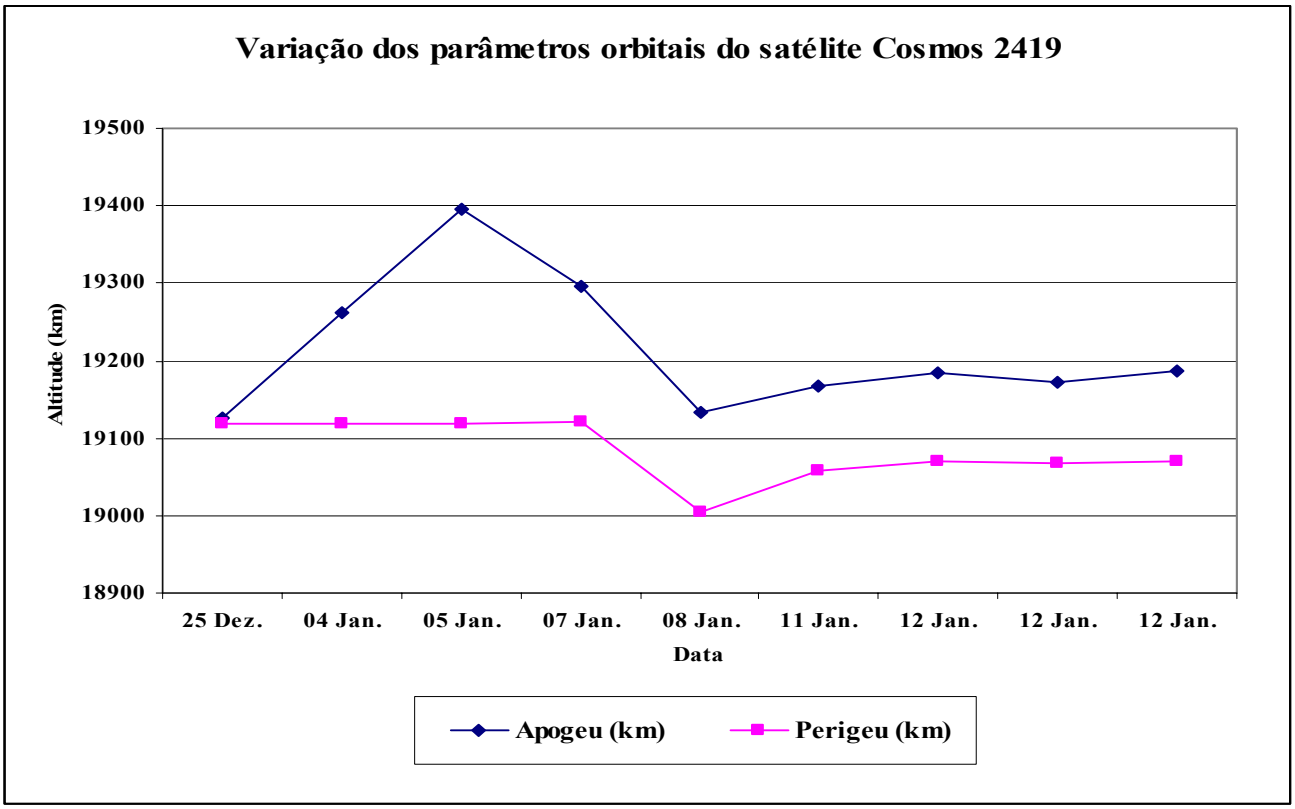
A seguinte tabela indica os parâmetros orbitais do satélite Cosmos 2418 que recebeu a Designação Internacional 2005-050B e o número de catálogo orbital 28916.

Data	Apogeu (km)	Perigeu (km)	Inclinação Orbital (º)	Período Orbital (min)
25 Dez.	19132	19112	64,86	675,43
13 Jan.	19121	18932	64,83	671,64
13 Jan.	19124	18968	64,86	672,41
15 Jan.	19135	18861	64,85	670,51
17 Jan.	19129	18851	64,88	670,17
02 Fev.	19187	18914	64,96	672,60
02 Fev.	19153	18985	64,88	673,31
04 Fev.	19150	19051	64,88	674,55
05 Fev.	19175	19070	64,87	675,44
08 Fev.	19179	19081	64,86	675,73



A seguinte tabela indica os parâmetros orbitais do satélite Cosmos 2419 que recebeu a Designação Internacional 2005-050C e o número de catálogo orbital 28917.

Data	Apogeu (km)	Perigeu (km)	Inclinação Orbital (º)	Período Orbital (min)
25 Dez.	19125	19119	64,86	675,42
04 Jan.	19261	19118	64,86	678,09
05 Jan.	19395	19118	64,87	680,76
07 Jan.	19295	19122	64,87	678,85
08 Jan.	19132	19004	64,87	673,28
11 Jan.	19166	19057	64,82	675,01
12 Jan.	19185	19071	64,83	675,65
12 Jan.	19172	19067	64,86	675,31
12 Jan.	19187	19071	64,83	675,69



Para os restantes objectos em órbita resultantes deste lançamento ver “Outros objectos catalogados”.

28 de Dezembro – 11A511U-FG Soyuz-FG Fregat (015/1009)

GIOVE-A (GSTB-V2/A)

Um dos principais avanços adquiridos com a exploração espacial e com o desenvolvimento das tecnologias espaciais, foi a criação de sistemas que permitem a um utilizador devidamente equipado saber a sua localização exacta na superfície terrestre. Os sistemas de posicionamento global são hoje em dia amplamente utilizados não só em aplicações militares mas também, e principalmente, por utilizadores civis.

Enquanto que os Estados Unidos desenvolviam o sistema GPS (*Global Positioning System*) Navstar, a União Soviética, e posteriormente a Rússia, desenvolvia o sistema GLONASS com os satélites do tipo Uragan e Uragan-M. Estes sistemas foram abertos a utilizadores civis permitindo a sua localização na superfície do globo terrestre com apreciável exactidão. No entanto estes sistemas estão dependentes da situação global existente, nomeadamente os sinais dos sistemas referidos podem ser interrompidos em caso de conflitos bélicos.

Não querendo ficar na dependência do aliado americano, vários países europeus decidiram avançar com o desenvolvimento de um novo sistema de posicionamento global. O sistema *Galileo* (Galileu) é assim uma espécie de resposta europeia à constante variação nas relações transatlânticas evitando uma total dependência da Europa em relação aos Estados Unidos neste campo. O sistema *Galileo* será sem dúvida uma 'ameaça' ao sistema GPS que actualmente domina o mercado do posicionamento global. O sistema *Galileo* irá assim proporcionar um serviço altamente preciso e fiável que estará sobre controlo civil ao contrário dos dois sistemas que existem actualmente e que se encontram sobre controlo militar. O sistema será inter-operacional com o sistema GPS e com o sistema GLONASS, proporcionando serviços em tempo real com elevada precisão em todo o globo.

Os satélites GSTB-V2

Como forma de validar o sistema a ESA decidiu proceder à construção de dois satélites experimentais que constituem a primeira fase da validação orbital do sistema *Galileo*. A principal missão destes satélites é a de validar as novas tecnologias para uso operacional, garantir a utilização das frequências atribuídas ao sistema, caracterizar o ambiente de radiações nas altitudes orbitais que serão utilizadas pelos satélites e permitir a experimentação dos sinais em tempo real. Para garantir o sucesso desta fase os dois satélites foram encomendados a empresas industriais e foram construídos em paralelo. Os dois veículos são assim o primeiro passo na fase de validação que requer uma constelação de quatro veículos em órbita terrestre.

O satélite GSTB-V2/A (*Galileo System Test Bed – Version 2*) foi desenvolvido pela *Surrey Satellite Technology Ldt*, do Reino Unido, enquanto que o satélite GSTB-V2/B foi desenvolvido pela *Galileo Industries* (GaIn) que é um consórcio europeu que inclui a *Alcatel Space Industries*, França; a *Alenia Spazio*, Itália; e a *Galileo Sistemas y Servicios*, Espanha.

A maior parte dos ensaios das unidades e dos subsistemas que constituem os dois satélites foi finalizada em finais de 2005. Em Junho de 2005 os dois satélites encontravam-se quase prontos para os testes ambientais que garantiram que os dois veículos seriam capazes de suportar as diferentes fases do lançamento e que operariam correctamente no espaço.

Nos satélites GSTB-V2 a ESA teve uma responsabilidade directa em todas as unidades incluídas no satélite GSTB-V2/B e em algumas unidades do satélite GSTB-V2/A. As restantes unidades utilizadas neste satélite, nomeadamente uma cadeia de criação de sinais em paralelo, foi desenvolvida pela SSTL.

As unidades da responsabilidade da ESA foram:

- Frequências standard de rubídio (ambos satélites);
- Um maser passivo de hidrogénio (satélite B);
- Unidades de monitorização e de controlo de tempo (ambos satélites);
- Unidades de criação de sinais de navegação (ambos satélites);
- Unidades de conversão e criação de frequências (ambos satélites):
- Amplificadores de energia (satélite B);
- Diplexer e filtros de emissão (satélite B);
- Antenas de navegação (ambos satélites).

Todas estas unidades foram construídas juntamente com unidades suplentes para se poder usufruir de uma maior redundância no sistema.

Juntamente com a construção dos dois satélites, foram desenvolvidas e testadas as instalações no solo que são necessárias para o controlo dos satélites e para levar a cabo experiências de validação do sistema. As instalações principais para o satélite GSTB-V2/B estão localizadas no Observatório Chilboton e no Laboratório Rutherford-Appleton, Reúno Unido. Por seu lado, o centro de controlo para o satélite GSTB-V2/A está localizado em Fucino, Itália.

Testes do sistema

Os testes dos satélites de validação foram iniciados no princípio de Junho de 2005. A 2 de Agosto o satélite GS TAMBÉM-V2/A chegava às instalações do ESTEC (*European Space Research and Technology Centre*) localizadas em Noordwijk, Holanda, para testar os seus sistemas. No ESTEC a ESA é capaz de simular as condições que o satélite irá encontrar durante o lançamento e na órbita terrestre. Nestes testes estão incluídas a simulação do ambiente espacial com a colocação do veículo no simulador LSS (*Large Space Simulator*) no qual pode ser avaliada a performance do satélite nas condições de frio e vácuo. A abertura dos painéis solares é ensaiada de forma a verificar o correcto funcionamento dos mecanismos de abertura e dos sistemas que mantêm os painéis armazenados durante o lançamento. O satélite é também submetido a testes de choque e vibração que simulam o ambiente de vibração e choque mecânico durante o lançamento e separação do lançador. Um sistema vibratório electrodinâmico simula este ambiente de forma a garantir que o satélite o pode suportar. Durante o lançamento e na fase inicial de ascensão o satélite é exposto a um ruído intenso. As instalações LEAF (*Large European Acoustic Facility*) simulam o ambiente de ruído para verificar que o veículo não será danificado pelos seus efeitos. Finalmente, e para garantir que os vários sistemas do satélite não se afectam mutuamente em funcionamento através dos seus sinais de rádio emitidos intencionalmente ou por interferência eléctrica, o satélite é submetido a testes de compatibilidade electromagnética.

Em Novembro de 2005 os satélites da fase de validação do sistema receberam a designação GIOVE (*Galileo In-Orbit Validation Elements*), homenageando Galileu Galilei. A palavra '*giove*' significa Júpiter em italiano. Galileu utilizou os quatro maiores satélites de Júpiter para desenvolver uma forma rudimentar de navegação ao notar que a formação destas luas, cujos eclipses são frequentes e visíveis, proporcionava um 'relógio natural' cuja face pode ser vista de qualquer ponto da superfície terrestre.

Primeiro lançamento

O transporte do satélite GIOVE-A (GSTB-V2/A) para o Cosmódromo GIK-5 Baikonur teve lugar nos dias 29 e 30 de Novembro. O satélite foi colocado no interior de um contentor de transporte equipado com um sistema de ar condicionado e juntamente com o equipamento de suporte foi transportado por estrada entre o ESTEC e o aeroporto DE Schiphol, Amesterdão. Os contentores foram então colocados a bordo de um avião de transporte Antonov An-124 que iniciou a primeira fase da viagem

até Moscovo. Após a realização das formalidades alfandegárias o avião seguiu viagem para Baikonur onde aterrou às primeiras horas do dia 30 de Novembro.

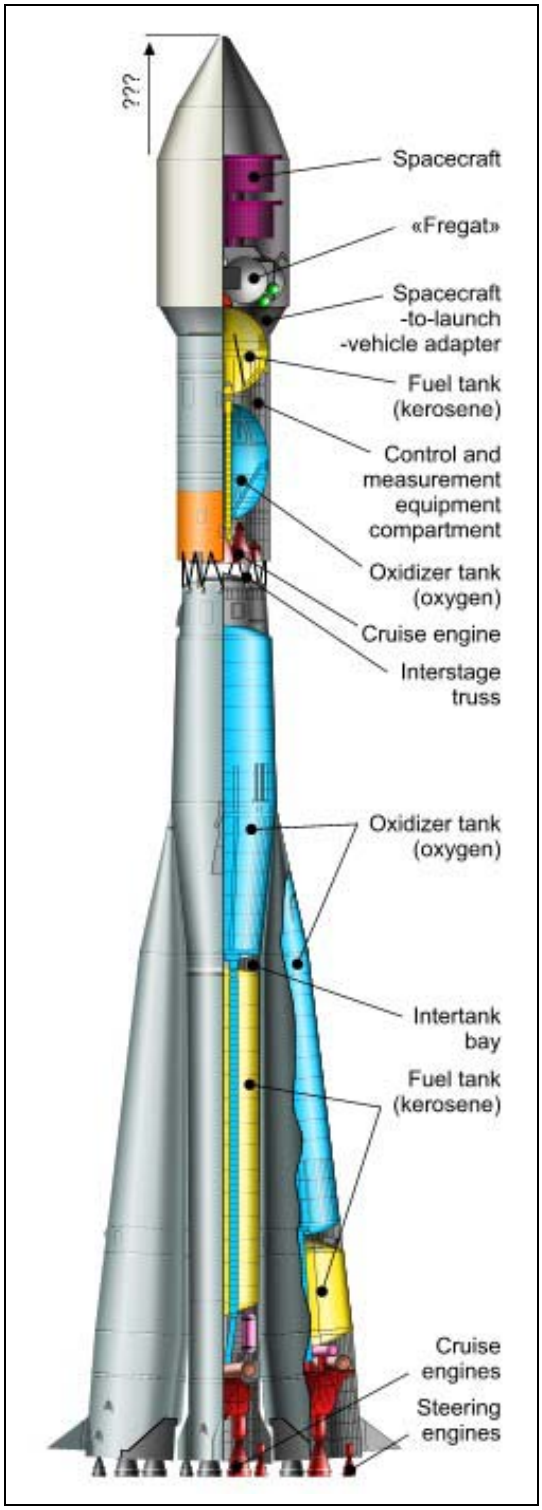
A 13 de Dezembro era confirmada a data de lançamento do GIOVE-A que era agendada para o dia 26 de Dezembro. Porém, a 16 de Dezembro o lançamento era adiado por dois dias devido a uma anomalia detectada na rede de estações terrestres para o GIOVE-A durante os preparativos para o lançamento. A reconfiguração e validação da rede demoraram dois dias levando assim ao adiamento.

Após as devidas reparações o foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG Fregat015/1009) foi colocado na Plataforma de Lançamento PU-6 do Complexo de Lançamento LC31 (17P32-6) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur a 26 de Dezembro, dando-se assim início aos preparativos finais para o lançamento.

A reunião da Comissão Estatal para a missão teve início às 0145UTC do dia 28 de Agosto e tomou a decisão de iniciar o abastecimento do lançador. Pelas 0140UTC dava-se início ao abastecimento de querosene seguindo-se às 0225UTC o abastecimento de oxigénio líquido, seguindo-se às 0230UTC o abastecimento de nitrogénio. Finalmente pelas 0255UTC era a vez do peróxido de hidrogénio ser introduzido no lançador.

A contagem decrescente decorreu sem qualquer problema e o lançamento acabou por ter lugar às 0519:08,337UTC. A separação do primeiro estágio ocorreu às 0521:06UTC com os propulsores a cairem na Área de Impacto nº 67 localizada no distrito de Karaganda, Cazaquistão. A separação da ogiva de protecção do satélite GIOVE-A teve lugar às 0523:21UTC e às 0523:55UTC dava-se a separação do segundo estágio que acabaria por cair na Área de Impacto n.º 307 localizada no distrito de Altai, Rússia, e no distrito de Cazaquistão Este, Cazaquistão.

A secção do lançador que faz a ligação física entre o segundo e o terceiro estágio separou-se às 0524:06UTC. O final da queima do terceiro estágio tinha lugar às 0527:53UTC e a separação do estágio Fregat (1009) ocorria às 0527:57UTC. O terceiro estágio cairia no Oceano Pacífico. A separação entre o estágio Fregat e o satélite GIOVE-A ocorreria às 0901:39UTC. O GIOVE-A ficou colocado numa órbita com um apogeu a 23.258 km de altitude, um perigeu a 23.012 km de altitude, uma inclinação orbital de 56,06º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 840,98 minutos.



O lançador 11A511U-FG Soyuz-FG Fregat

Segundo a empresa *Starsem* este foi o 1.699º lançamento de um foguetão da família Soyuz. O lançador 11A511U-FG Soyuz-FG é uma versão melhorada do foguetão 11A511U Soyuz-U. Esta versão possui motores melhorados e sistemas aviónicos modernizados, além de possuir um número de componentes fabricados fora da Rússia muito reduzido. O 11A511U-FG Soyuz-FG pertence à família do R-7 tendo também tem as designações Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos) e A-2 (Designação Sheldom).

É um veículo de três estágios no qual o primeiro consiste em quatro propulsores laterais a combustível líquido que auxiliam o veículo nos minutos iniciais do voo. O Block A constitui o corpo principal do lançador e está equipado com um motor RD-118. Tendo um peso bruto de 105.400 kg, este estágio pesa 6.875 kg sem combustível e é capaz de desenvolver 101.931 kgf no vácuo. Tem um Ies de 311 s (Ies-nm de 245 s) e um Tq de 286 s. Como propolentes usa o LOX e o querosene. O Block A tem um comprimento de 27,8 metros e um diâmetro de 3,0 metros. O motor RD-118 foi desenhado por Valentin Glushko. É capaz de desenvolver uma força de 101.931 kgf no vácuo, tendo um Ies de 311 s e um Ies-nm de 245 s. O seu tempo de queima é de 300 s. As suas diferenças de performance em relação ao RD-107 são resultado da utilização na totalidade de componentes russos.

Em torno do Block A estão colocados quatro propulsores designados Block B, V, G e D. Cada propulsor tem um peso bruto de 44.400 kg, pesando 3.810 kg sem combustível. Têm um diâmetro de 2,7 metros e um comprimento 19,6 metros, desenvolvendo 104.123 kgf no vácuo, tendo um Ies de 310 s e um tempo de queima de 120 s. Cada propulsor está equipado com um motor RD-117 que consome LOX e querosene, desenvolvendo 104.123 kgf no vácuo durante 130 s. O seu Ies é de 310 s e o Ies-nm é de 264 s.

O estágio o Block I está equipado com um motor RD-0124 (11D451M ou 14D23). Tem um peso bruto de 25.500 kg e sem combustível pesa 2.355 kg. É capaz de desenvolver 30.000 kgf e o seu Ies é de 359 s, tendo um tempo de queima de 3000 s. Tem um comprimento de 6,7 metros, um diâmetro de 2,7 metros, utilizando como combustível o LOX e o querosene. O motor RD-0124 foi desenhado por Semyon Ariyevich Kosberg. Tem um peso de 408 kg e possui quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão de 157,00 bar. No vácuo desenvolve uma força de 30.000 kgf, tendo um Ies de 359 s e um tempo de queima de 3000 s. Tem um diâmetro de 2,4 metros e um comprimento de 1,6 metros.

O último estágio deste lançador é o estágio Fregat. Este estágio foi desenvolvido como propulsor para as sondas lunares Luna e para as sondas marcianas Mars e Fobos. O Fregat tem um peso bruto de 6.535 kg e sem combustível pesa 1.100 kg. É capaz de desenvolver 2.000 kgf no vácuo e o seu Ies é de 327 s, tendo um tempo de queima de 877 s. Tem um comprimento de 1,50 metros, um diâmetro de 3,35 metros, utilizando como combustíveis o N_2O_4 e o UDMH. Está equipado com um motor S5.92 desenhado por Isayev. Tem um peso de 75 kg e possui uma câmara de combustão que desenvolve uma pressão de 97,00 bar. No vácuo desenvolve uma força de 2.000 kgf, tendo um Ies de 327 s e um tempo de queima de 2.000 s. Tem um diâmetro de 0,84 metros e um comprimento de 1,03 metros.

O 11A511U-FG Soyuz-FG é capaz de colocar uma carga de 7.420 kg numa órbita média a 193 km de altitude e com uma inclinação de 51,8º em relação ao equador terrestre. No total desenvolve uma força de 422.500 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 305.000 kg. O seu comprimento atinge os 46,1 metros e a sua envergadura com os quatro propulsores laterais é de 10,3 metros.

O primeiro lançamento de um veículo 11A511 Soyuz deu-se a 28 de Novembro de 1966 a partir do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. Neste dia o lançador 11A511 Soyuz (n.º 1) colocou em órbita o satélite Cosmos 133 Soyuz 7K-OK n.º 2 (02601 1966-107A). Por seu lado o primeiro 11A511U Soyuz-U foi lançado a 18 de Maio de 1973, a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk e colocou em órbita o satélite Cosmos 559 Zenit-4MK (06647 1973-030A). O primeiro desaire com o 11A511U Soyuz-U ocorreu a 23 de Maio de 1974, quando falhou o lançamento de um satélite do tipo Yantar-2K a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk. O primeiro lançamento de um 11A511U-FG Soyuz-FG deu-se a 20 de Maio de 2001, tendo colocado em órbita o cargueiro Progress M1-6 (26773 2001-021A) em direcção à ISS.

A primeira utilização da combinação entre o lançador 11A511U-FG Soyuz-FG e o estágio Fregat teve lugar a 2 de Junho de 2003 quando na missão ST-11 foi lançada a sonda Mars Express e o robot Beagle para Marte.

Criada em 1996 a empresa russo-francesa *Starsem* comercializa o lançador Soyuz utilizando também algumas instalações no Cosmódromo GIK5 Baikonur onde executa a preparação e integração final das cargas a serem colocadas em órbita. Os accionistas da Starsem são a *Arianespace*, a EADS, a agência espacial russa *Rosaviakosmos* e o Centro Espacial de Samara, que produz os lançadores.

Lançamento	Data	Hora UTC	11A511FG Soyuz-FG	Fregat	Carga
2003-022	2-Jun-03	17:45:26.236	Zh15000-005 (?)	1005 (ST-11)	Mars Express (27816 2005-022A) Beagle-2
2003-059	27-Dez-03	21:30:00	Zh15000-084 (?)	1006 (ST-12)	AMOS-2 (28132 2003-059A)
2005-030	13-Ago-05	23:28:28	Zh15000-011	1007 (ST-13)	Galaxy-14 (28790 2005-030A)
2005-051	28-Dez-05	5:19:08.337	?????	1009 (ST-15)	GIOVE-A (28922 2005-052A)

Os lançamentos levados a cabo pelo foguetão 11A511FG Soyuz-FG equipado com o estágio superior Fregat. Todos os lançamentos foram levados a cabo do Complexo 17P32-6 (LC31 PU-6) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Tabela Rui C. Barbosa

ILS
SES AMERICOM
ALCATEL

29 de Dezembro – 8K82M Proton-M Breeze-M (53513/88514)

AMC-23 (Worldsat-3)

O lançamento de um satélite de comunicações é, hoje em dia, visto como algo rotinairo. A comunicação social raramente refere este tipo de acontecimento e quado o faz, mesmo em rodapé, é porque algo correu mal e tal é apresentado como um grande falhanço esquecendo as dezenas de lançamentos levados a cabo pelo mesmo veículo.

O lançamento do satélite de comunicações AMC-23 nãi fugiu a esta regra e somente a imprensa específica noticiou os seus preparativos e posterior lançamento. A 28 de Outubro a agência de notícias RIA Novosti refere o início dos preparativos para o lançamento no Cosmódromo GIK-5 Baikonur com a montagem do primeiro estágio do foguetão lançador 8K82M Proton-M. Uma nova referência aos preparativos surje a 1 de Novembro de novo pela RIA Novosti que nota que os especialistas se encontravam a testar os motores do lançador no interior do edifício MIK-92ª-50. No mesmo dia uma nota da agência espacial russa faz também referência aos preparativos indicando que uma ueqioa do centro de exploração e testes n.º 2 do Bureau de Desenho bauman havia iniciado os preparativos no Complexo de Lançamento LC200.

Enquanto se procediam aos preparativos do foguetão lançador e do complexo de lançamento, também o satélite AMC-23 era preparado para o voo. O satélite foi transportado para Baikonur a 4 de Novembro, tendo deixado o seu local de fabrico no dia anterior. O AMC-23, com uma massa de 5.035 kg no lançamento, é baseado no modelo Spacebus 4000 e foi construído pela *Alcatel Alenia Space*. O transporte do satélite foi levado a cabo juntamente com um conjunto de equipamento de teste e outros sistemas que se encontravam acondicionados em nove contentores. Após a chegada a Baikonur, equipas da *Americon* e da *Alcatel* começaram de imediato a retirar os contentores do avião de transporte Antonov e iniciaram uma sequência de preparativos para o lançamento. Estes preparativos incluiram diversos testes dos sistemas do satélite, abastecimento, integração do satélite com a ogiva de protecção do lançador, acoplagem da ogiva / módulo orbital com os estágios inferiores do foguetão e transporte deste para a plataforma de lançamento.

O satélite AMC-23 é um veículo hibrido avançado com repetidores em banda-C e em banda-Ku que cobre uma área desde a Califórnia até ao Bangladesh, atingindo o Alasca e a Austrália e Nova Zelândia. O satélite irá ser utilizado por clientes locais, transcontinentais e transoceânicos na região do Pacífico incluindo a zona Oeste da América do Norte, o Este Asiático, o Pacífico Sul, Alasca, Havai, proporcionando assim ligações aos principais sistemas por satélite regionais do planeta.

O desenho do AMC-23 combina uma cobertura em banda-C convencional com uma cobertura oceânica inovadora em banda-Ku. A carga que permite uma transmissão em banda-Ku é composta por 20 repetidores de alta potência vanraindo entre os 27 MHz e os 36 MHz. Esta cobertura foi desenhada de forma a servir as linhas de longo curso no Oceano Pacífico para garantir as necesidades de uma cobertura em banda larga constante e consistente. Em comparação, a carga em banda-C será usada por canais de televisão, serviços por cabo, servidores de Internet, agências governamentais, instituições educacionais, transportadoras e redes privadas para soluções de distribuição na América do Norte e o Pacífico.

Lançamento do AMC-23

O abastecimento do foguetão lançador teve lugar a 1 e 2 de Dezembro, no entanto a 5 de Dezembro o lançamento era adiado devido à ocorrência de comportamentos anómalos na unidade de controlo do estágio superior Breeze-M. Este adiamento fez com que o lançador tivesse de ser transportado de novo para a estação de abastecimento para se levar a cabo a drenagem dos propolentes hipergólicos dos tanques dos diferentes estágios. O lançador foi depois transportado para o edifício de integração e montagem onde se procedei à separação do estágio Breeze-M do terceiro estágio. Com o acesso ao último estágio agora possível, procedeu-se à remoção e substituição da unidade defeituosa, testando-a de seguida.

As reparações necessárias demoraram duas semanas e a 22 de Dezembro a ILS anunciava que o lançamento do AMC-23 teria lugar a 29 de Dezembro. O fogueão 8K82M Proton-M Breeze-M foi transportado para a Plataforma de Lançamento n.º 39 do Complexo de Lançamento LC200 a 26 de Dezembro dando-se assim início aos preparativos finais.

O satélite AMC-23 sendo colocado sobre o estágio Breeze-M (88514) durante a sua fase de preparação para o lançamento. Imagens: ILS.

A 3 de Dezembro de 2005 o foguetão 8K82KM Proton-M Breeze-M era colocado na plataforma de lançamento para uma primeira tentativa que acabaria por ser adiado devido a um problema técnico. Imagens: ILS.

O lançamento do foguetão 8K82KM Proton-M Breeze-M (53513/88514) com o satélite AMC-23 acabou por ter lugar às 0228:40,012UTC do dia 29 de Dezembro de 2005, marcando assim o último lançamento orbital do ano. A separação do primeiro estágio teve lugar às 0230:43UTC, com o estágio a cair na Área de Impacto n.º 25 situada no distrito de Karaganda, Cazaquistão. A separação do segundo estágio teve lugar às 0234:11UTC. O segundo estágio caiu na Área de Impacto n.º 310 situada em Altai, Rússia, e no distrito de Cazaquistão Este, Cazaquistão. A separação da ogiva de protecção do satélite AMC-23 tem lugar às 0234:25UTC. As duas metades da ogiva de protecção caem na Área de Impacto n.º 310.

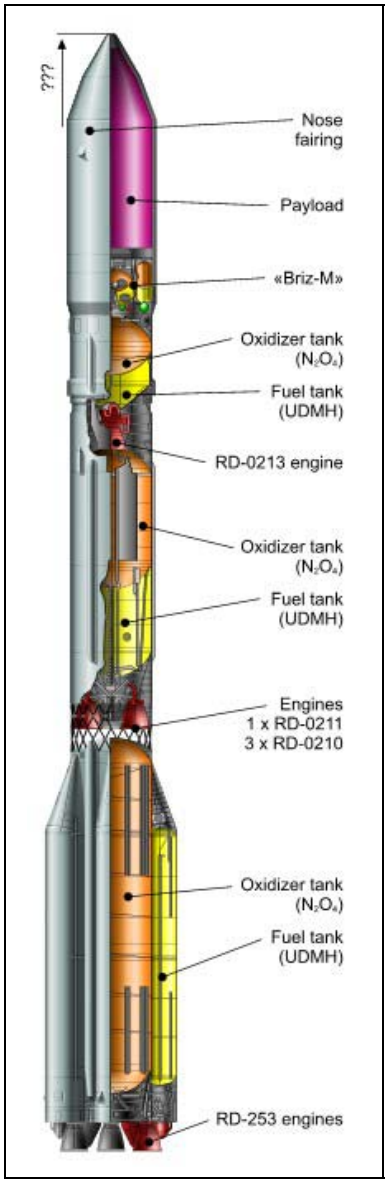
O final da queima do terceiro estágio ocorre às 0238:13UTC com o estágio a cair no Oceano Pacífico. Pelas 0238:25UTC dá-se a separação do estágio Breeze-M (88514) contendo o satélite AMC-23. Às 0239:59UTC tem lugar a primeira ignição do estágio Breeze-M que termina às 0247:44UTC. A segunda ignição do Breeze-M tem lugar às 0337:08UTC e termina às 0353:46UTC. A terceira ignição ocorre às 0557:42UTC e

termina às 0608:43UTC. Pelas 0609:33UTC dá-se a separação dos tanques auxiliares de combustível do estágio Breeze-M. A quarta ignição do Breeze-M tem lugar às 0610:47UTC, terminando às 0616:02UTC. Finalmente a quinra e última ignição teve início às 1117:30UTC e terminou às 1124:35UTC.

A separação do satélite AMC-23 (que recebia a Designação Internacional 2005-052A e o número de catálogo orbital 28924) teve lugar às 1148:00UTC. O AMC-23 ficou colocado numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu a 35.603 km de altitude e um perigeu a 6.257 km de altitude, tendo uma inclinação orbital de 18,5º em relação ao equador terrestre e um período orbital de 749 minutos.

Data	Apogeu (km)	Perigeu (km)	Inclinação Orbital (º)	Período Orbital (min)
29 Dez.	35669	6172	18,48	748,12
29 Dez.	35615	6194	18,45	747,16
29 Dez.	35669	6172	18,48	748,12
30 Dez.	35597	6192	18,46	747,07
03 Jan.	35801	35760	0,06	1435,77
08 Jan.	35789	35784	0,03	1436,10
28 Jan.	35801	35792	0,02	1436,60
29 Jan.	35899	35890	0,03	1441,60
30 Jan.	35943	35890	0,01	1442,72
09 Fev.	35902	35843	0,04	1440,47
10 Fev.	35796	35778	0,01	1436,09

Esta tabela mostra os parâmetros orbitais do satélite AMC-23 até atingir a sua posição na órbita geossíncrona. Tabela: Rui C. Barbosa. Dados: Antonin Vitek (http://www.lib.cas.cz/www/space.40).



Proton-M, evolução

Tal como o 8K82K Proton-K, o 8K82M Proton-M é um lançador a três estágios podendo ser equipado com um estágio superior Breeze-M ou então utilizar os usuais estágios Block-DM. As modificações introduzidas no Proton incluem um novo sistema avançado de aviónicos e uma ogiva com o dobro do volume em relação ao 8K82K Proton-K, permitindo assim o transporte de satélites maiores. Em geral este lançador equipado com o estágio Breeze-M, construído também pela empresa *Khrunichev*, é mais poderoso em 20% e tem maior capacidade de carga do que a versão anterior equipada com os estágios Block DM construídos pela *RKK Energiya*.

O 8K82M Proton-M Breeze-M em geral tem um comprimento de 53,0 metros, um diâmetro de 7,4 metros e um peso de 712.800 kg. É capaz de colocar uma carga de 21.000 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou 2.920 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 965.580 kgf. O Proton-M é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, tal como o Breeze-M.

O primeiro estágio Proton KM-1 tem um peso bruto de 450.400 kg, pesando 31.000 kg sem combustível. É capaz de desenvolver uma força de 1.074.000 kgf no vácuo, tendo um Ies de 317 s (o seu Ies-nm é de 285 s) e um Tq de 108 s. Este estágio tem um comprimento de 21,0 metros e um diâmetro de 7,4 metros. Tem seis motores RD-253 (14D14) e cada um tem um peso de 1.300 kg e desenvolvem 178.000 kgf (em vácuo), tem um Ies de 317 s e um Ies-nm de 285 s. O Tq de cada motor é de 108 s. Consomem N_2O_4/UDMH e foram desenhados por Valentin Glushko.

O segundo estágio, 8S811K, tem um peso bruto de 167.828 kg e uma massa de 11.715 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 244.652 kgf, tendo um Ies de 327 s e um Tq de 206 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 14,0 metros. Está equipado com quatro motores RD-0210 (também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49). Desenvolvidos por Kosberg, cada motor tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 59.360 kgf (em vácuo) com um Ies de 327 s e um Tq de 230 s. Cada motor tem uma câmara de combustão e consomem N_2O_4/UDMH.

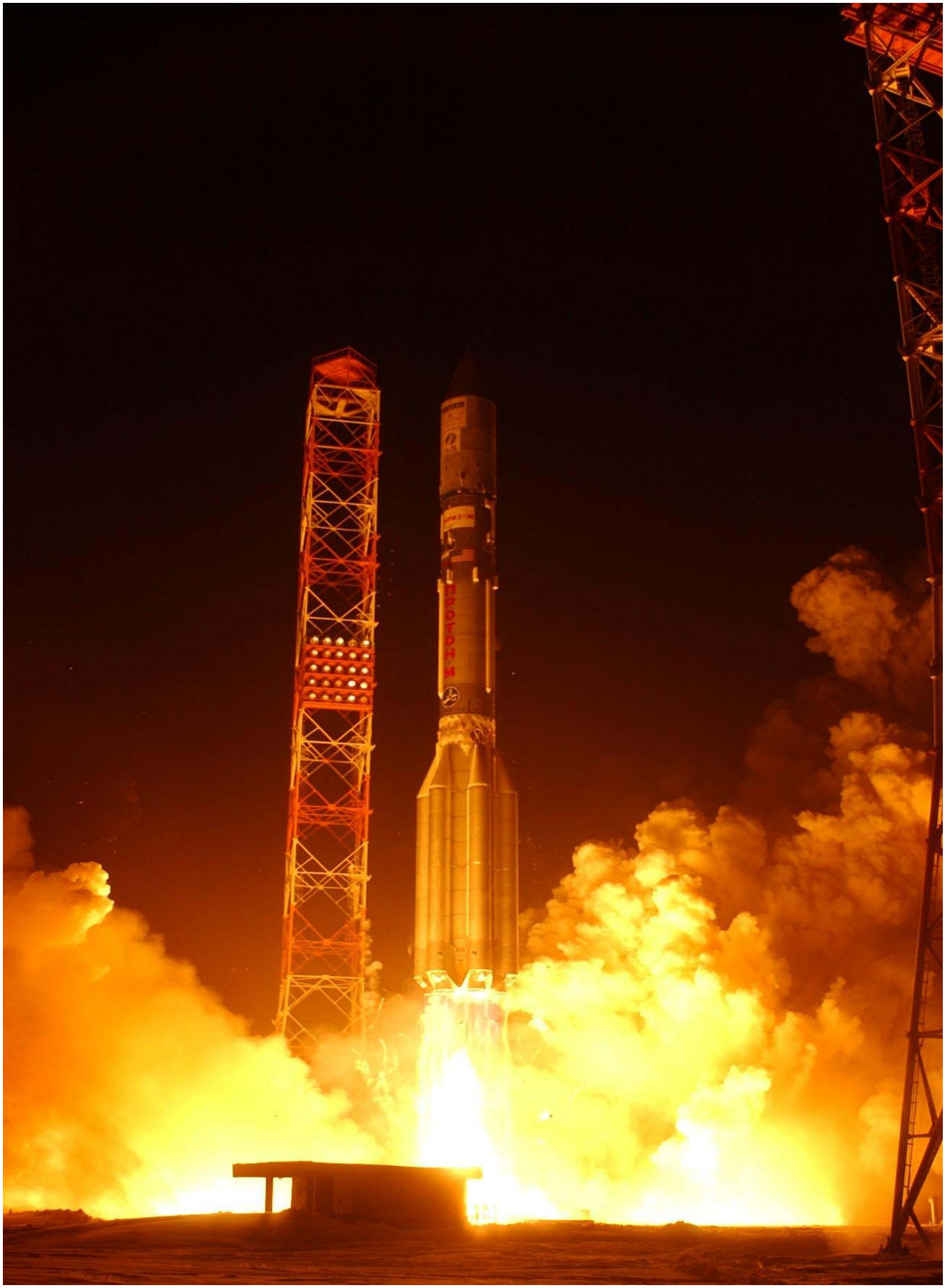
O terceiro estágio, Proton K-3, tem um peso bruto de 50.747 kg e uma massa de 4.185 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 64.260 kgf, tendo um Ies de 325 s e um Tq de 238 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 6,5 metros. Está equipado com um motor RD-0212 (também designado RD-473 ou 8D49). Desenvolvido por Kosberg, o RD-0212 tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 62.510 kgf (em vácuo) com um Ies de 325 s e um Tq de 230 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome N_2O_4/UDMH.

Data	Lançamento	Nº Série	Plataforma	Satélites
29-Dez-02	2002-062	53502 / ?????	LC81 PU-24	Nimiq-2 (27632 2002-062A)
15-Mar-04	2004-008	53503 / 88507	LC81 PU-24	W3A (28187 2004-008A)
16-Jun-04	2004-022	53506 / 88509	LC200 PU-39	Intelsat 10-02 (28358 2004-022A)
4-Ago-04	2004-031	53507 / 88508	LC200 PU-39	Amazonas (28393 2004-031A)
14-Out-04	2004-041	535/08 / 88510	LC200 PU-39	AMC-15 (28445 2004-041A)
3-Fev-05	2005-003	535-09 / 88511	LC81 PU-24	AMC-12 (28537 2005-003A)
22-Mai-05	2005-019	535-10 / 88512	LC200 PU-39	DirecTV-8 (28659 2005-019A)
8-Set-05	2006-036	535-12 / 88513	LC200 PU-39	Anik F-1R (28868 2005-036A)
29-Dez-06	2005-052	535-13 / 88514	LC200 PU-39	AMC-23 (28924 2005-052A)

Esta tabela indica os lançamentos levados a cabo utilizando o foguetão 8K82M Proton-M Breeze-M. Todos os lançamentos são levados a cabo a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur no Cazaquistão. Tabela: Rui C. Barbosa

O quarto estágio, Breeze-M, tem um peso bruto de 22.170 kg e uma massa de 2.370 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 2.000 kgf, tendo um Ies de 326 s e um Tq de 3.000 s. Tem um diâmetro de 2,5 metros, uma envergadura de 1,1 metros e um comprimento de 2,6 metros. Está equipado com um motor S5.98M (também designado 14D30). O S5.98M tem um peso de 95 kg e desenvolve 2.000 kgf (em vácuo) com um Ies de 326 s e um Tq de 3.200 s. O motor tem uma consome N_2O_4/UDMH.

O primeiro lançamento do 8K82M Proton-M Breeze-M teve lugar a 5 de Julho de 1999, quando o veículo 389-01 tentou colocou em órbita o satélite de comunicações Gran' n.º 45 (1999-F02), a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24 / LC81R). O primeiro lançamento com sucesso teve lugar a 6 de Junho de 2000 (0259:00UTC) quando o veículo 392-01 colocou em órbita o satélite de comunicações Gorizont-31 (26372 2000-29A) a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24 / LC81R).


ПРОТОН-М

These babies
miss their mother.
Is she on your back?
PLEASE, DON'T WEAR FUR!
PETA
People for the Ethical Treatment of Animals • 757-622-PETA • FurIsDead.com

Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo nos meses de Novembro e Dezembro de 2005. Por debaixo de cada lançamento está referida uma sequência de quatro números que indica respectivamente o apogeu orbital (km), o perigeu orbital (km), a inclinação orbital em relação ao equador terrestre (º) e o período orbital (minutos). Estes dados são fornecidos pelo *Space Track*. Estes são os dados mais recentes para cada veículo à altura da edição deste número do boletim Em Órbita.

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local	Peso (kg)
08 Nov	1406:59	2005-044A	28899	Inmarsat-4 F-2	11K77 Zenit-3SL DM-SL (SL-23)	Oceano Pacífico, Odyssey	
(35797 / 35777 / 2,8 / 1436,12)							
09 Nov	0333:34	2005-045A	28901	Venus Express	11A511FG Soyuz-FG Fregat (Zh15000-010/1010/ST-15)	GIK-5 Baikonur, LC31 PU-6 (17P32-6)	
Na órbita de Vénus							
16 Nov	2346	2005-046A	28902	Telkom-2	Ariane-5ECA (V167/L522)	CSG Kourou, ELA-3	
(35793 / 35782 / 0,05 / 1436,15)							
		2005-046B	28903	Spaceway-F2			
(35787 / 35786 / 0,04 / 1436,09)							
21 Dez	1838:20	2005-047A	28906	Progress M-55 (ISS-20P)	11A511U Soyuz-U (F15000-080)	GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5 (17P32-5)	
21 Dez	1934:20	2005-048A	28908	Gonets-D1M	11K65M Kosmos-3M (53727232)	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	
			28909	Cosmos 2416			
21 Dez	2233:00	2005-049A	28911	Insat-4A	Ariane-5GS (V169/L525)	CSG Kourou, ELA-3	
		2005-049B	28912	MSG-2			
25 Dez	0507:10	2005-050A	28915	Cosmos 2417	8K82K Proton-K (41011/106L)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24	
		2005-050B	28916	Cosmos 2418			
		2005-050C	28917	Cosmos 2419			
28 Dez	0519:08	2005-051A	28922	GIOVE-A	11A511FG Soyuz-FG/Fregat (015/1009)	GIK-5 Baikonur, LC31 PU-6 (17P32-6)	
29 Dez	0228:40	2005-052A	28924	AMC-23	8K82M Proton-M Breeze-M (53513/88514)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	

Outros Objectos Catalogados

Data Lançamento	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local
16 Novembro	2005-046C	28904	ESC-A (V167/L522)	Ariane-5ECA (V167/L522)	CSG Kourou, ELA-3
21 Dezembro	2005-047B	28907	Block-I (F15000-080)	11A511U Soyuz-U (F15000-080)	GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5 (17P32-5)
21 Dezembro	2005-048C	28910	S3 (53727232)	11K65M Kosmos-3M (53727232)	GIK-1 Plesetsk, LC-132/1
21 Dezembro	2005-049C	28913	L-9 (V169/L525)	Ariane-5GS (V169/L525)	CSG Kourou. ELA-3
21 Dezembro	2005-049D	28914	Sylda (V169/L525)	Ariane-5GS (V169/L525)	CSG Kourou. ELA-3
25 Dezembro	2005-050D	28918	Block DM-2 (106L)	8K82K Proton-K DM-2 (41011/106L)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
25 Dezembro	2005-050E	28919	SOZ-Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2 (41011/106L)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
25 Dezembro	2005-050F	28920	SOZ-Motor Auxiliar	8K82K Proton-K DM-2 (41011/106L)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
25 Dezembro	2005-050G	28921	8S812	8K82K Proton-K DM-2 (41011/106L)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24
28 Dezembro	2005-051B	28923	Fregat (1009)	11A511FG Soyuz-FG/Fregat (015/1009/ST-15)	GIK-5 Baikonur, LC31 PU-6 (17P32-6)
29 Dezembro	2005-052B	28925	Breeze-M (88514)	8K82M Proton-M Breeze-M (53513/88514)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39
29 Dezembro	2005-052C	28926	Tanque Breeze-M (88514)	8K82M Proton-M Breeze-M (53513/88514)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39

Regressos / Reentradas

A primeira tabela indica alguns satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram nas passadas semanas. A segunda tabela indica os veículos ou satélites mais importantes que deverão reentrar na atmosfera nas próximas semanas. Estas informações são cedidas pelo *Space Track*.

Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão; Ino: inoperacional; Ope: Operacional.

Data	Status	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Data Lanç.	Local Lançamento	D. Órbita
04 Dez	Ree.	2005-023G	28713	Motor Auxiliar Block DM-2(103L)	8K82K Proton-K DM-2 (410-10/103L)	24 Junho	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	
05 Dez	Ree.	1978-016C	12908	Centaur AC-44	SLV-3D Centaur (AC-44)	09 Fevereiro	Cabo Canaveral, LC-36A	
06 Dez	Ree.	1986-103D	17267	Block-L	Molniya-M/L	26 Dezembro	NIIP-53 Plesetsk	
06 Dez	Ree.	2001-032A	26873	Koronas-F	11K68 Tsyklon-3	31 Julho	GIK-1 Plesetsk, LC32/1	
11 Dez	Ree.	1994-029AEM	27757	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 Maio	Edwards AFB, RW04/22	
11 Dez	Ree.	2002-037AV	28750	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-5	25 Julho	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	
17 Dez	Ree.	1989-016C	19824	M-3A (M-3S2-4)	Mu-3S-II (M-3S2-4)	21 Fevereiro	Kagoshima SC, M	
18 Dez	Ree.	1991-082L	28299	(Destroço) DMSP 5D-2 F11	Atlas-E (53E)	28 Novembro	Vandenberg AFB, SLC-3W	
19 Dez	Ree.	2002-037BD	28758	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-5	25 Julho	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	
23 Dez	Ree.	2005-025B	28774	M-34 (M-V-6)	M-V (M-V-6)	10 Julho	Uchinoura SC, Kagoshima	
24 Dez	Ree.	2005-047B	28907	Block-I (F15000-080)	11A511U Soyuz-U (F15000-080)	21 Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5 (17P32-5)	
25 Dez	Ree.	2005-050G	28921	SL-12 R/B (1)	8K82K Proton-K DM-2 (41011/106L)	25 Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24	
28 Dez	Ree.	2002-037BS	28771	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-5	25 Julho	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	

Quadro dos lançamentos orbitais previstos para Setembro de 2006

Data	Lançador	Carga	Local
10 Setembro	H-2A/202	IGS-3A	Tanegashima, Yoshinubo
14 Setembro	11A511U-FG Soyuz-FG	Soyuz TMA-9 (ISS-13S)	GIK-5 Baikonur, LC1 PU-5 (17P32-5)
19 Setembro	Ariane-5ECA	DirecTV-9S	CSG Kourou, ELA-3
		Optus D-1	
		LDREX-2	
21 Setembro	Delta-2 7925-9,5	Navstar GPS 2RM-2 (2R-15)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17A
23 Setembro	M-V-9	Solar-B	Uchinoura, Kagoshima
?? Setembro	CZ-2D Chang Zheng-2D	Shi Jian-8	Jiuquan
?? Setembro	11K77 Zenit-2	'Cosmos' Tselina-2	GIK-5 Baikonur, LC41

Próximos Lançamentos Tripulados

Data: 27 de Agosto de 2006

Missão: STS-115 / ISS-12A

Veículo Lançador: OV-104 Atlantis (27)

Local lançamento: KSC, LC-39B

Tripulação: Brent Jett (4); Christopher Ferguson (1); Joseph Tanner (3); Daniel Burbank (2); Steven MacLean (2); Heidmarie Stefanyshyn-Piper (1)

Esta missão tem como objectivo colocar na ISS o segundo segmento da estrutura ITS (ITS P3/P4). Os astronautas irão também montar painéis solares e baterias durante actividades extraveículares. A missão STS-115 terá uma duração de 11 dias.

Data: 28 de Outubro de 2006

Missão: STS-301

Veículo Lançador: OV-105 Endeavour
Local de Lançamento: KSC, LC-39

Missão de socorro. O vaivém espacial OV-105 Endeavour estará de prevenção para socorrer os membros da missão STS-115 caso surja algum problema durante o voo. Os membros da missão STS-115 procurarão refúgio a bordo da ISS e aguardarão a chegada do vaivém Endeavour.

---

13 de Setembro de 2006 Soyuz TMA-9 / ISS-13S 11A511FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
Mikhail Tyurin, M. Lopez-Alegria (4), Daisuke Enomoto (1) / Yuri Malenchenko, Garrett Reisman

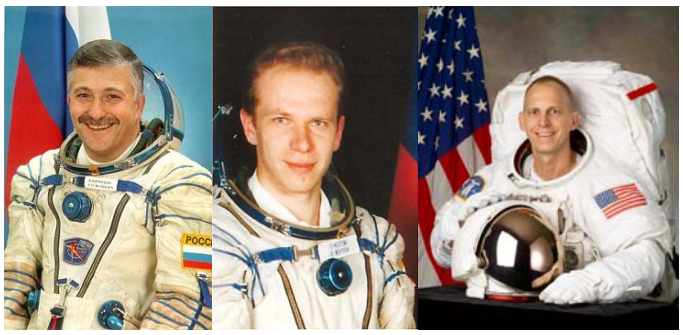
16 de Novembro de 2006 STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5 OV-103 Discovery (33) KSC, LC-39 Duração 12 dias
Mark Polansky (2); William Oefelein (1); Christer Fuglesang (1); Robert Curbeam (3); Joan Higginbotham (1); Nicholas Patrick (1)

---

18 de Janeiro de 2007 STS-117 / ISS-13A OV-104 Atlantis (28) KSC, LC-39
Frederick Sturckow (3); Lee Archambault (1); Steven Swanson (1); James Reilly (3); Rick Mastracchio (2); Patrick Forrester (2)

---

10 de Abril de 2007 Soyuz TMA-10 / ISS-14S 11A511FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
Fyodor Yurchikhin (2); Oleg Kotov (1) / Clayton Anderson (1); Roman Romanenko; Mikhail Korniyenko; ?????



19 de Abril de 2007 STS-118 / ISS-13A.1 OV-104 Atlantis (29) KSC, LC-39
Scott Kelly (2), Charles Hobaugh (2), Scott Parazynski (5), Dafydd Williams (2), Barbara Morgan (1), Clayton Anderson (1)

---

3 de Maio de 2007 STS-120 / ISS-10A Node-2 OV-105 Endeavour (22) KSC, LC-39
James Halsell (6), Alan Poindexter (1), ?????, ?????, Michael Foreman (1), ?????

---

14 de Junho de 2007 STS-122 / ISS-1E Columbus OV-104 Atlantis (30) KSC, LC-39
?????, ?????, H. Schlegel (2), ?????, ?????, ?????, ?????

---

23 de Agosto de 2007 STS-123 / ISS-ULF-2 OV-103 Discovery (34) KSC, LC-39
?????, ?????, Nespoli Paolo (1), ?????, ?????, ?????, ?????

26 de Setembro de 2007 Soyuz TMA-11 / ISS-15S 11A511FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
Yuri Malenchenko (4); Peggy Whitson (2) / ?????; Yuri Lonchakov

---

Para além das missões referidas o manifesto dos vaivéns espaciais prevê ainda as seguintes missões. Estão também incluídas as missões russas e chinesas.

11-Out-07	STS-124	OV-103 Discovery	ISS-1J/A – Kibo
29-Nov-07	STS-119	OV-104 Atlantis	ISS-15A – Estrutura S6.
07-Fev-08	STS-125	OV-105 Endeavour	HSM-4
? -Mar-08	Soyuz TMA-12	Soyuz TMA-12	ISS-16S. Astronauta sul-coreano.
03-Abr-08	STS-126	OV-103 Discovery	ISS-17A – Missão logística / MPLM Donatello
22-Mai-08	STS-127	OV-104 Atlantis	ISS-2J/A – Missão científica.
03-Jul-08	STS-128	OV-105 Endeavour	ISS-ULF3 – Missão logística / MPLM Donatello.
02-Out-08	STS-129	OV-103 Discovery	ISS-UF4 – Missão logística.
? -Out-08	Shenzhou-7	Shenzhou-7	Terceira missão espacial da China. Passeio espacial.
04-Dez-08	STS-130	OV-105 Endeavour	ISS-19A – Missão logística / MPLM Donatello.
19-Mar-09	STS-131	OV-103 Discovery	Missão de reserva
14-Mai-09	STS-132	OV-105 Endeavour	ISS-20A – Node-3 e Cupola.
20-Ago-09	STS-133	OV-103 Discovery	Missão de reserva
? -??? -10	Shenzhou-8	Shenzhou-8	Laboratório espacial
? -??? -10	Shenzhou-9	Shenzhou-9	Acoplagem não tripulada
? -??? -10	Shenzhou-10	Shenzhou-10	Acoplagem tripulada

Explicação dos Termos Técnicos

Impulso específico (Ies) – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newtons). É medido dividindo a velocidade de ejecção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, consequentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em kgf gerada pelo motor por kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

$$\left({}^{kgf}/_{(kg/s)}\right) = s$$

Quanto maior é o valor do impulso específico, mais eficiente é o motor.

Tempo de queima (Tq) – Tempo total durante o qual o motor funciona. No caso de motores a combustível sólido representa o valor do tempo que decorre desde a ignição até ao consumo total do combustível (de salientar que os propulsores a combustível sólido não podem ser desactivados após a entrada em ignição). No caso dos motores a combustível líquido é o tempo médio de operação para uma única ignição. Este valor é usualmente superior ao tempo de propulsão quando o motor é utilizado num determinado estágio. É necessário ter em conta que o tempo de queima de um motor que pode ser reactivado múltiplas vezes, é bastante superior ao tempo de queima numa dada utilização (voo).

Impulso específico ao nível do mar (Ies-nm) – Impulso específico medido ao nível do mar.

Combustíveis e Oxidantes

N_2O_4 – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N_2O_4 consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N_2O_4 contém menos de 0,1% de água. O N_2O_4 tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N_2O_4 é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -11,0ºC e o seu ponto de ebulição a 21,0ºC.

UDMH ($(CH_3)_2NNH_2$) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine* (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -57,0ºC e o seu ponto de ebulição a 63,0ºC.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis aos choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -219,0ºC e o seu ponto de ebulição a -183,0ºC.

LH_2 – Hidrogénio Líquido; O LH_2 é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH_2 é transparente e som odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH_2 é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -259,0ºC e o seu ponto de ebulição a -253,0ºC.

NH_4ClO_4 – Perclorato de Amónia; O NH_4ClO_4 é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.